

## 極超音速エンジン内の混合と燃焼

著者	升谷 五郎
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10097/55328">http://hdl.handle.net/10097/55328</a>

最終講義  
平成25年2月18日

# 極超音速エンジン内の混合と燃焼

工学研究科  
航空宇宙工学専攻  
升谷 五郎

# 略歴

- ▶ 1948年9月13日 仙台市生まれ  
3人姉弟の末っ子  
ベビーブームの最盛期  
小中高と入学のたびに校舎増築
- ▶ 1954年 新潟市へ  
新潟市立礎小学校(1955~1961)  
信濃川にかかる万代橋近く  
その後, 生徒数が減り1998年に廃校  
新潟市立寄居中学校(1961~1963)  
日本海岸近く



▶ 1963年 仙台市へ

仙台市立五橋中学校(3年の2学期に転入)

宮城県仙台第一高等学校(1964～1967)

地学部で3年間龍ノ口はじめ市内の地層を調査

東北大学(1967～1973)機械系→機械第二→本田研  
(**圧縮性流体力学**をやっている唯一の研究室)

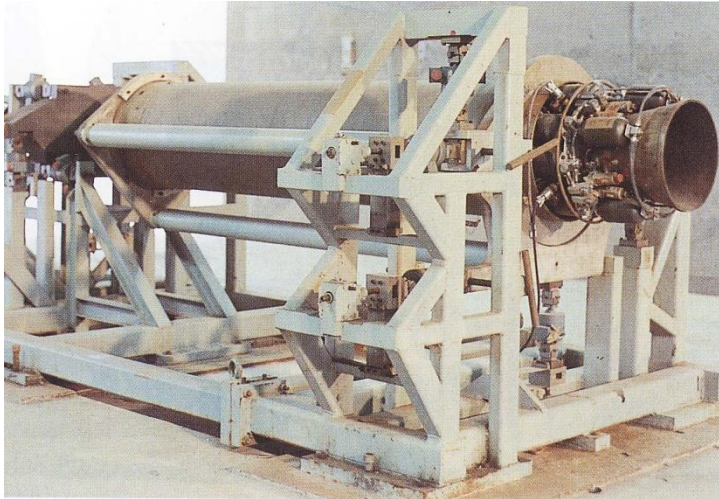


本田教授, 同期の  
水口氏と

就職活動・・・学校推薦の会社で不合格



- ▶ 1973年 科学技術庁航空宇宙研究所(現, JAXA)  
角田支所固体ロケット研究室研究員に採用



固体ロケット多分力テストスタンド



研究室メンバーと

UC San Diego留学(1981.3~12)

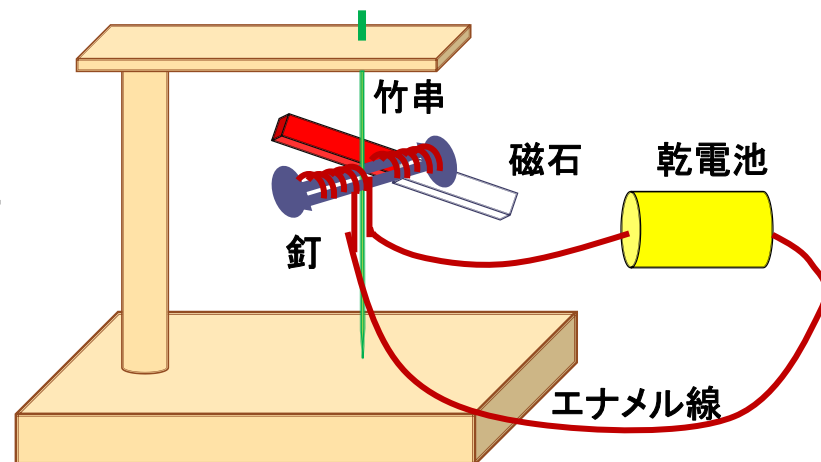
東北大学より工学博士(1987.2.12)

管理部企画課併任(1988.8~1989.8)

- ▶ 1995年 東北大学教授 工学部機械航空工学科

# 工学への興味

- ▶ 小学4年生の頃，理科の授業でモーターを作り，回すことができた。
- ▶ 「不器用でもできる！」
  - モーターや歯車のついた模型作りに熱中



- ▶ 中学生の頃，飛行機ファンに
- ▶ 同時並行で
  - 歴史も好き
  - 化石も好き
  - 写真も好き

趣味に



# 研究生生活のスタート

## 卒業研究・修士研究

### ▶ 卒業研究

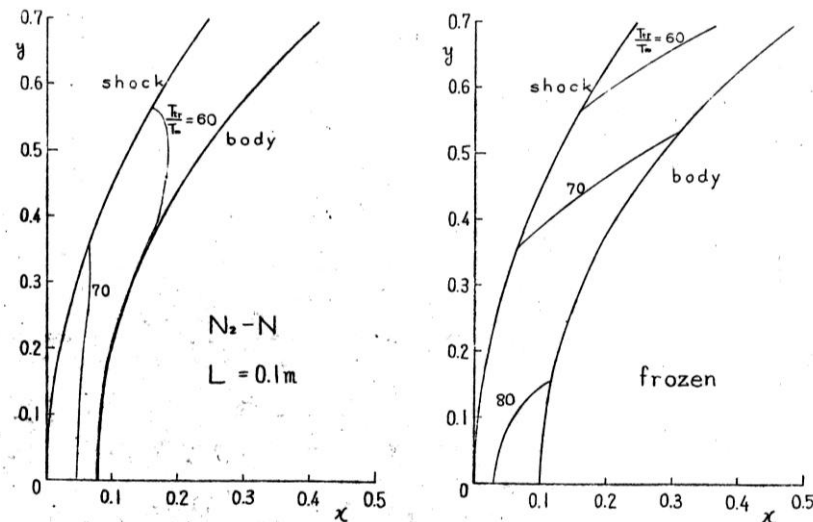
衝撃波管の**実験**

### ▶ 修士研究

鈍頭物体周りの極超音速反応性流れの**数値シミュレーション**

軸対称Euler方程式 + 振動緩和／解離反応モデル

修士論文「衝撃層内の非平衡流れの解析」



第8図 衝撃層内の並進温度分布 ( $M_\infty = 20$ )

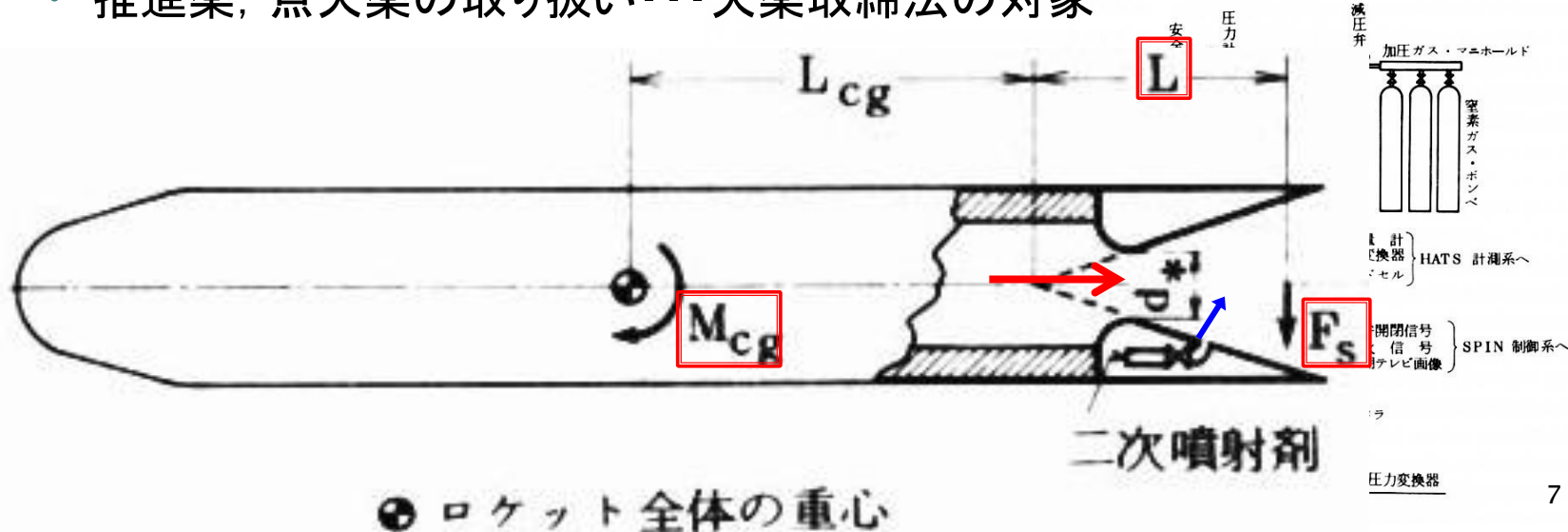
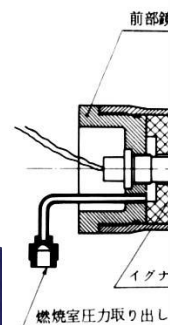
# 航空宇宙技術研究所での研究-1

## ▶ 2次噴射による固体ロケットの推力方向制御

- 1970年代初頭の宇宙開発方針: 固体ロケットで実用衛星打上げ
- 下段固体ロケットの推力方向制御・・・燃焼室全体ジンバル不可能  
→ ノズル内に流体を2次噴射して排気方向を変える

### • 燃焼試験: 高膨張ノズルにおけるモーメント特性

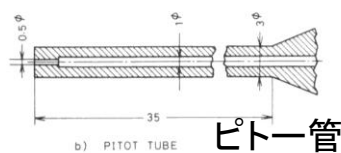
- 実験手順作成・・・準備手順決定, 機器作動タイミング決定
- 設備運転担当研究室との調整
- 推進薬, 点火薬の取り扱い・・・火薬取締法の対象



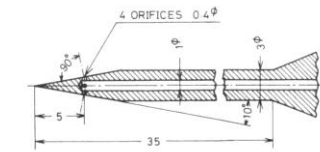


# 空気流実験: 衝撃波のある3次元流れ場の測定

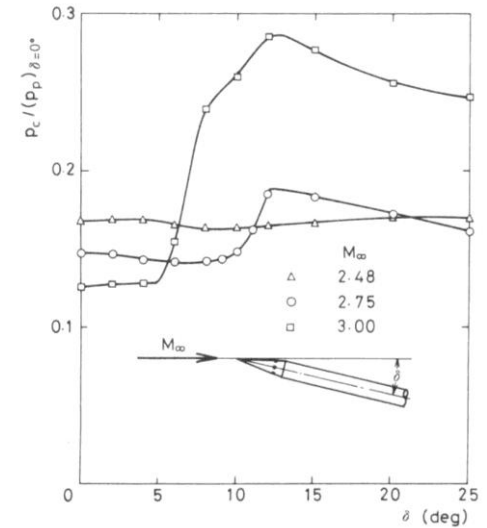
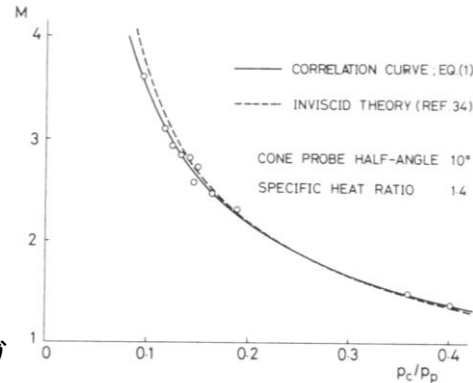
- 総圧が一定でない流れ場の測定  
 ピトー圧と円錐表面圧を測定すれば良い



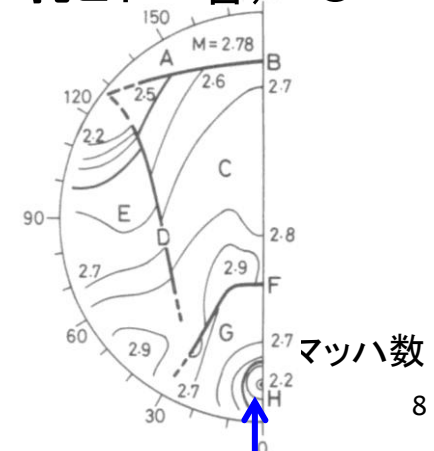
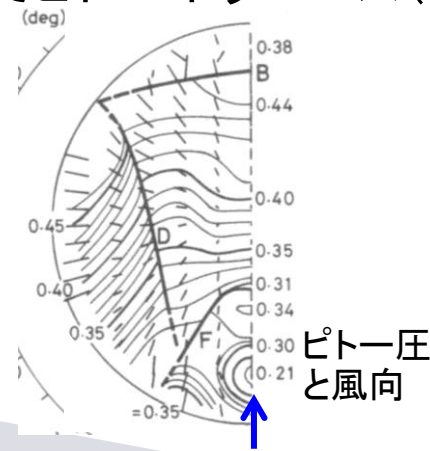
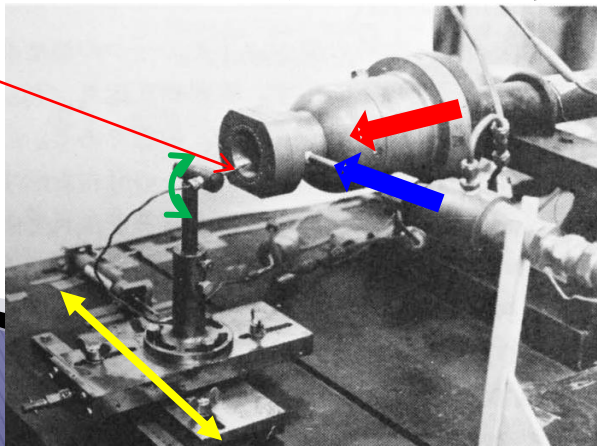
ピトー管



円錐プローブ



- 円錐プローブの迎角依存性・・・5° 以内で局所の**風向測定**が必要  
 第0案 5孔ピトー管・・・小さなプローブを作れず ×  
 第1案 タフトを2方向から撮影・・・タフトの追随性, 強い乱れ ×  
 第2案 取付角を21通り変えてピトー・トラバース(21孔ピトー管) ○



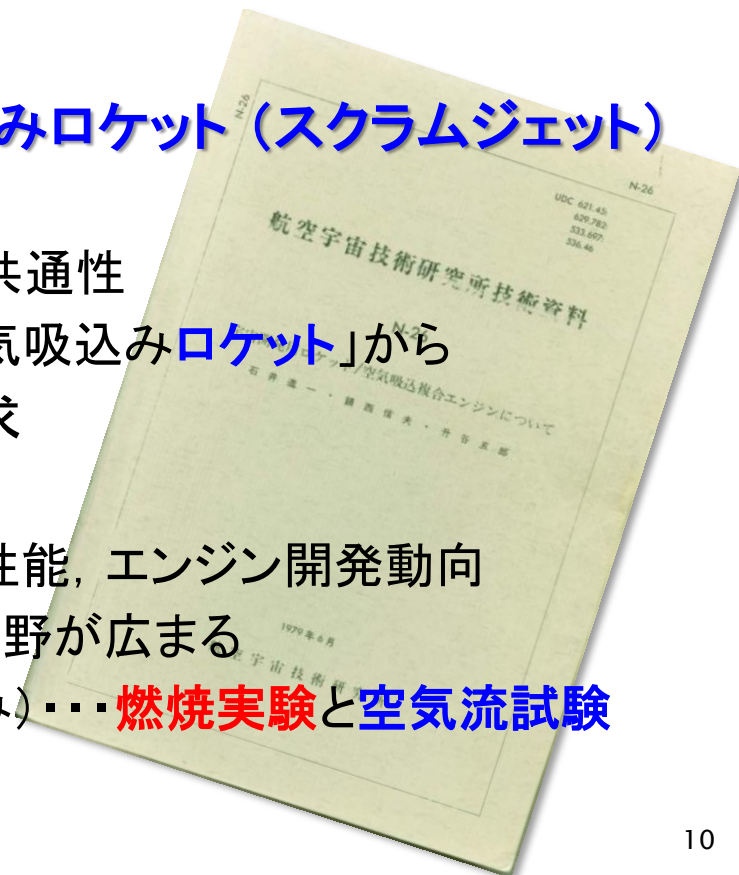
## ▶ 輪講

- 研究室内: 現在のテーマ, 次のテーマの勉強会
- 支所内: 研究室を越えて数人で興味ある教科書やpaperを読む  
2, 3グループが毎週1回夕方2時間程度
- 流体力学・気体力学  
ランダウ, リフシッツ 「流体力学」  
Shapiro “Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow”
- 燃焼  
Williams “Combustion Theory”  
Kanury “Introduction to Combustion Phenomena”  
辻廣「燃焼現象論」
- 乱流  
Tennekes & Lumley “A First Course in Turbulence”  
ロッタ 「乱流」  
Bradshaw “An Introduction to Turbulence and Its measurement”  
など。途中で挫折したものも多かったが, 勉強になった

# 航空宇宙技術研究所での研究-2

## ▶ 新しいテーマへ

- 国の宇宙開発方針変更
  - ・ 国産固体ロケット“Q” → 米国の液体ロケット技術導入“N”
- 新しい研究テーマの提案
  - ・ 液体ロケットの次の技術 → **空気吸込みロケット（スクラムジェット）**
    - ・ 空気供給源を所有
    - ・ 2次噴射とスクラムジェット燃料噴射の共通性
    - ・ いきなり「スクラム**ジェット**」ではなく「空気吸込み**ロケット**」から
  - ・ 所長・企画課長から有用性の調査要求
    - ・ 研究員2名で手分けして調査
    - ・ 基礎概念, 燃焼モデル, 実験, 打上げ性能, エンジン開発動向  
→ 報告書(115頁) → 大変だったが, 視野が広まる
    - ・ 研究テーマとして承認(経常研究費のみ)・・・**燃焼実験**と**空気流試験**





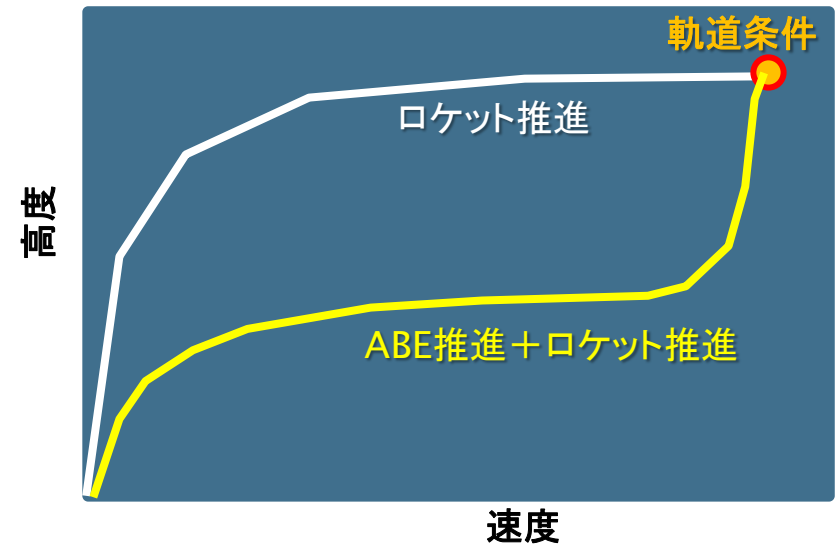
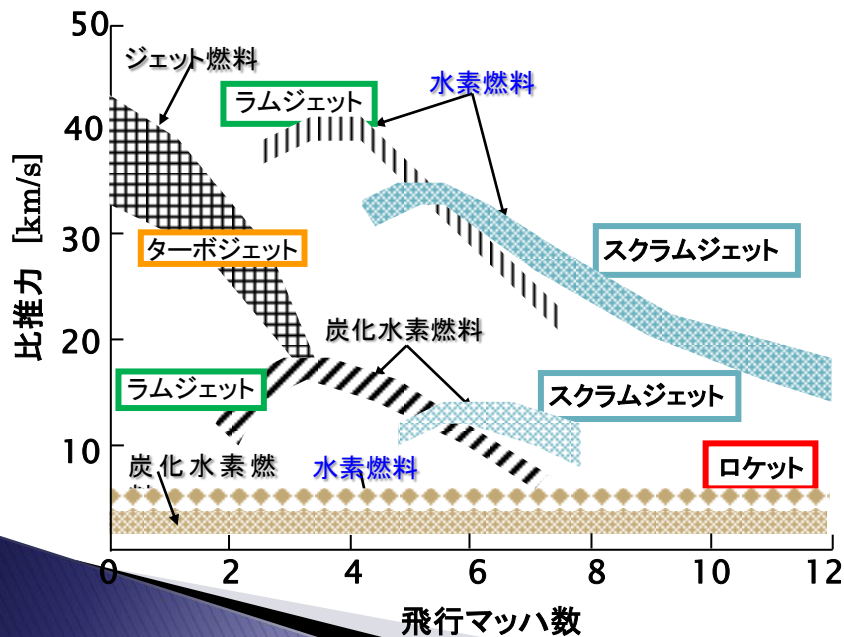
## 空気吸込みエンジン

作動マッハ数  
作動高度  
比推力  
推力-重量比  
燃焼圧力

制限あり  
制限あり  
高  
低  
低

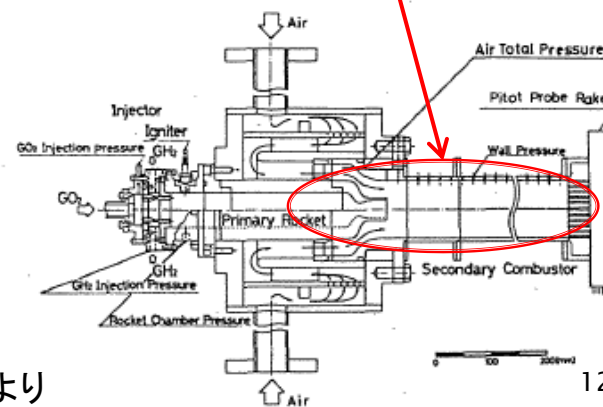
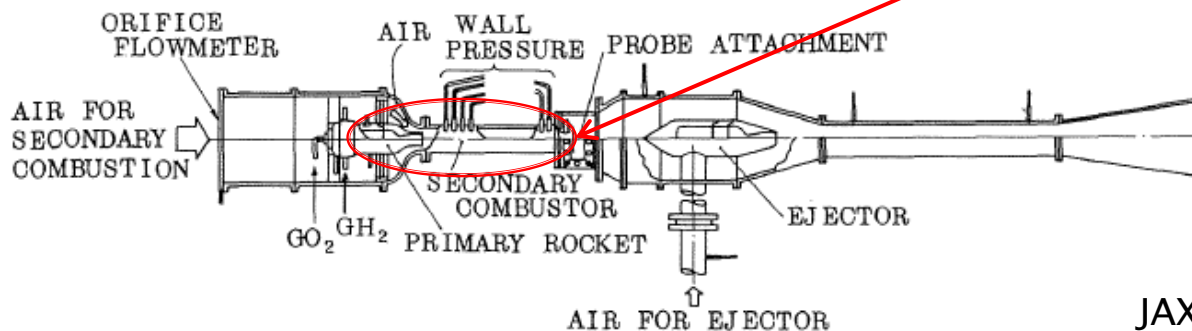
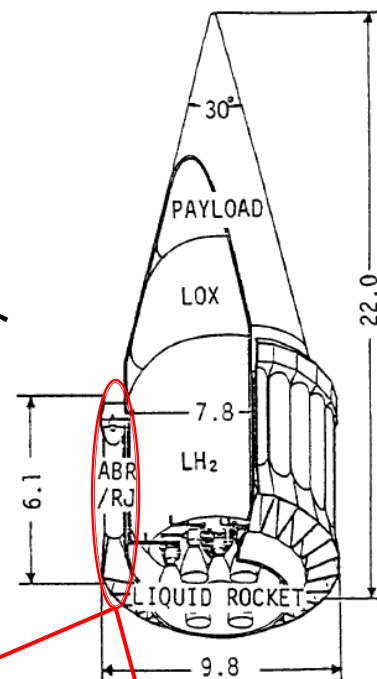
## ロケット

制限なし  
制限なし  
低  
高  
高



# ▶ 空気吸込みロケット(Air Breathing Rocket: ABR)の研究

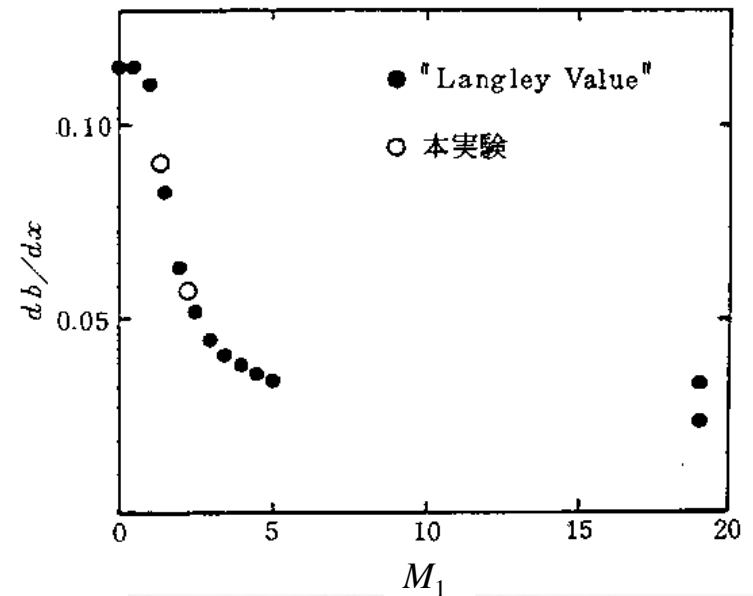
- エンジン性能／打上げ性能計算
  - 垂直離着陸型・・・周囲にABRモジュール配置
- 二次燃焼試験装置を2種整備・・・1つは今も利用
  - 静止大気吸い込み型・・・エジェクタ効果による吸込み
  - 加圧空気供給型・・・飛行動圧による吸込み
    - 空気吸込みエンジン燃焼実験の手法確立
      - ロケット的なやり方でジェットエンジン試験とは大きな相違
    - 下流チョーク亜音速燃焼モードの特徴把握
    - ロケットノズル数の効果(2次燃焼器長さ短縮)
    - 2次燃料噴射の影響
    - 超音速燃焼モードの特徴把握



JAXAより

## ○ 超音速乱流混合層の実験

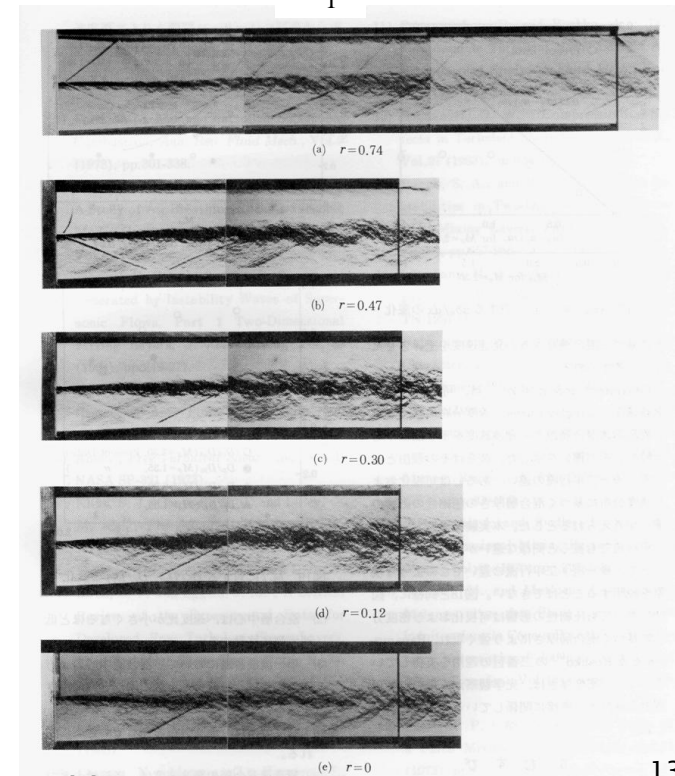
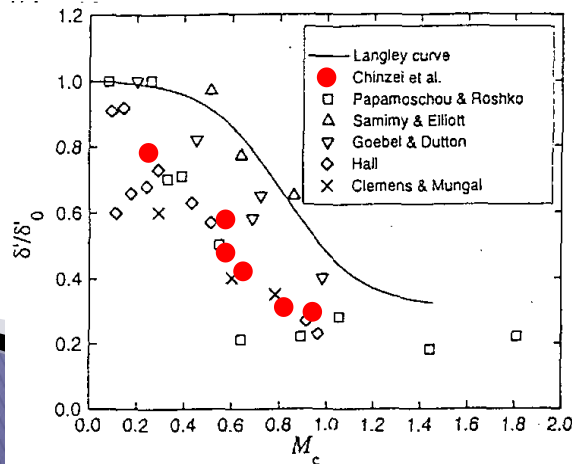
- 乱流混合のもっとも単純な形状
- 低速で二次元大規模構造発見
- 既存データは片側静止の実験のみ
  - 極めて強い圧縮性の効果
  - 乱流モデルは予測できず



- エンジン内: 両側流れあり→どうなるか？

### • 空気流実験

- 同一装置で複数条件を試験
- 流速測定(ピトー圧と静圧)



# 航空宇宙技術研究所での研究 3

## ▶ 米国留学

◦ Univ. California San Diegoへ10ヶ月

• 受入先: Prof. Paul A. Libby (今も現役で研究!)

他に, F. A. Williams, S. S. Penner 等

• 欧米の研究・生活スタイルに触れる

• 議論を重ねる “How do you defend your model?”

• 活発な交流 Moss(英), Peters(独), Clavin(仏), Linan(西), Tsuge(日)

• 英語Tutor一家との交流・・・今もChristmas/New Year Cardをやり取り

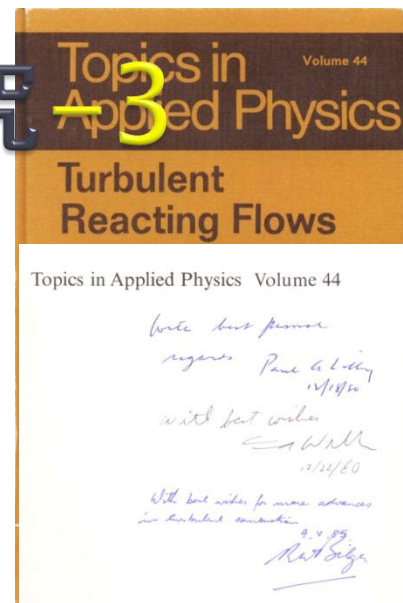
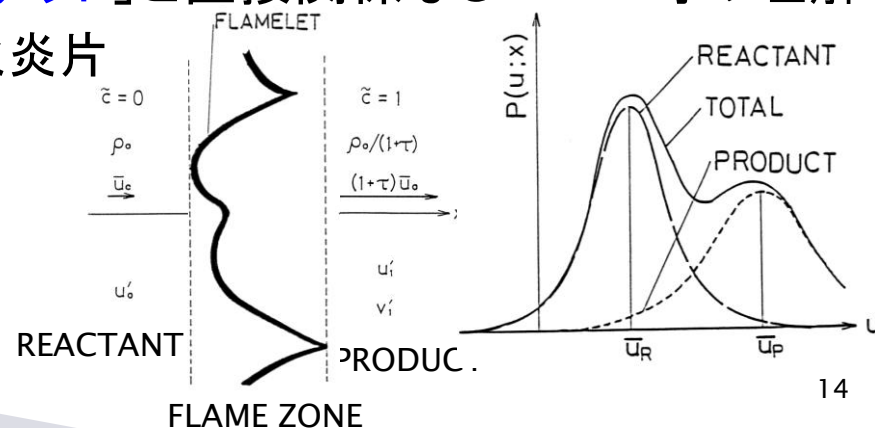
• 研究テーマ: 「乱流予混合火炎のモデリング」・・・留学先で旬のテーマ  
「空気吸込みロケット」と直接関係なし・・・上司の理解

• 反応物 + 生成物 + 薄い層流火炎片

• 逆勾配拡散を予測

• 輪講の成果でモデルを改良

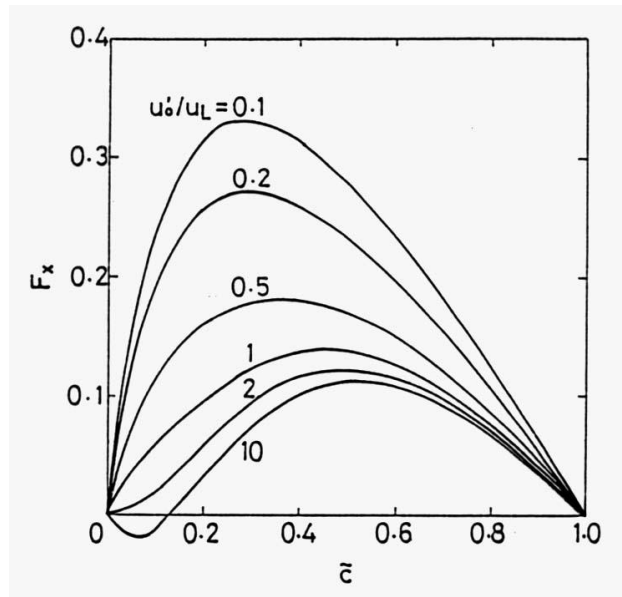
火炎による乱れ増大を予測



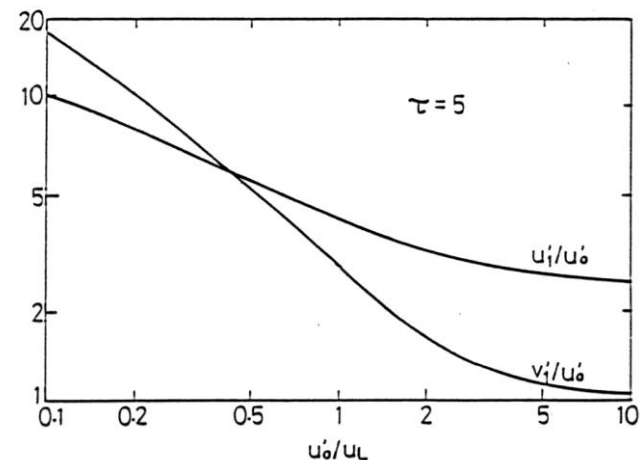
▶ 博士号取得:論文博士・・・米国留学時の研究の継続・発展

「乱流予混合燃焼における火炎構造に関する研究」

- 主査:小林陵二教授 副査:本田教授, 太田教授, 北野助教授
  - ・ 条件付き速度変動の Second-order Closure Model
  - ・ 反応進行変数と速度に対する層流火炎片の寄与を統一  
層流燃焼速度  $u_L$  の影響評価を可能にした



生成物の乱流拡散流束



火炎帯前後の乱流強度の比

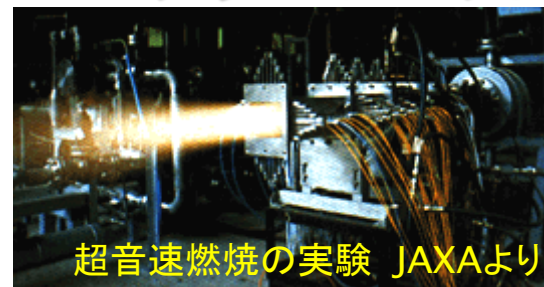


# 航空宇宙技術研究所での研究-4

▶ 研究テーマ:「**空気吸込みロケット**」→「**スクラムジェット**」

▶ 米国が**NASP**計画開始(1986)

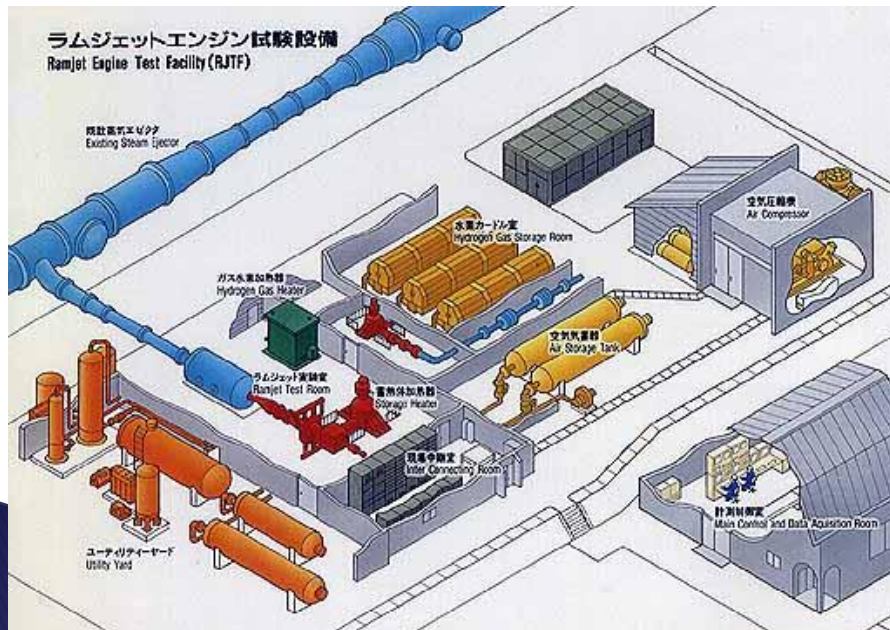
- Charenger号事故の直後にレーガン大統領が開発宣言
- スクラムジェットがKey Technology
- 空気吸込み宇宙輸送機の研究ブーム  
→ 日本でも
- それまでの研究実績
  - ・ 空気吸込みエンジンに関する調査
  - ・ スクラムジェットの実験
  - ・ 超音速混合層の実験



# 航空宇宙技術研究所での研究-5

## ▶ 極超音速エンジン試験設備の建設

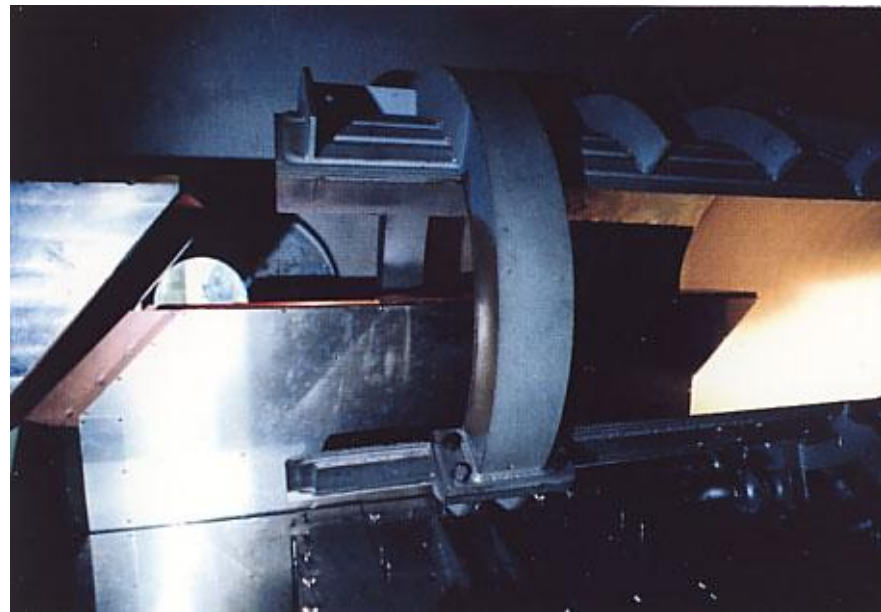
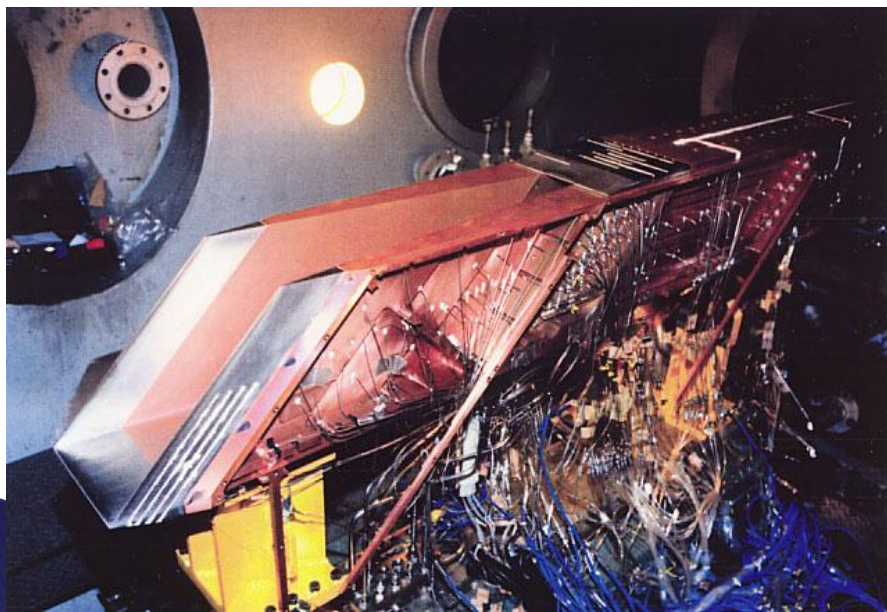
- ラムジェットエンジン試験設備 **RJTF** (日本初のエンジン風洞)
  - Mach 4 - 8, 風洞ノズル出口 510 mm X 510 mm
- 高温衝撃風洞 **HIEST** (世界最大の高温衝撃風洞) の立上げ
  - 淀みエンタルピ 32 MJ/kg (Mach 25相当), ノズル直径 1.2 m



RJTF(左)とHIEST(右) JAXAより



- ▶ 日本初のスクラムジェットエンジン試作・試験
  - 水冷エンジンと無冷却エンジン
  - 基本形態はNASAの機体組み込み型エンジンを踏襲
  - 要素試験の成果に基づき寸法決定
    - プラズマジェット点火器
    - ステップ下流噴射 + 一定断面積部 + 拡大部
  - 壊れないエンジン = RJTFを壊さないエンジン




最初のスクラムジェットとRJTFでの燃焼実験 JAXAより

# 東北大学へ(1995年)

- ▶ 40年ぶりに航空宇宙分野の学科・専攻設置
    - 1940年代に航空工学科設置 → 第2次大戦後禁止精密工学科として存続
    - 機械系3学科の改組  
機械知能工学科, 機械電子工学科, **機械航空工学科**
    - 推進工学分野担当
  - ▶ 国立研究所と大学
    - 国立研究所に求められる研究
    - 大学の研究
  - ▶ 教育
    - 初めての経験
- 



## ▶ 東北大学での研究方針

- 航技研のような大型設備を使った研究は出来ない
    - 高温高压の設備を使った研究
      - 金がかかる・・・流体研の新岡先生が作られた設備が限界
      - 学生が扱うには危険 → **大気吸込み型風洞**
    - 航技研への学生派遣(研修生)による共同研究
  - 航技研で開発を急ぎ、手が回らなかった**基礎研究**をやる
    - **プラズマトーチによる着火機構**
    - **燃料の乱流混合過程と混合促進方法**
    - **燃焼モード切替えと擬似衝撃波**
  - アメリカに比べて遅れている分野を伸ばす
    - **レーザー計測**
    - **燃焼場の3次元数値シミュレーション**
    - エンジン開発, 飛行試験
- 

# 研究室の教員メンバー

## ▶ 助教授／准教授・講師

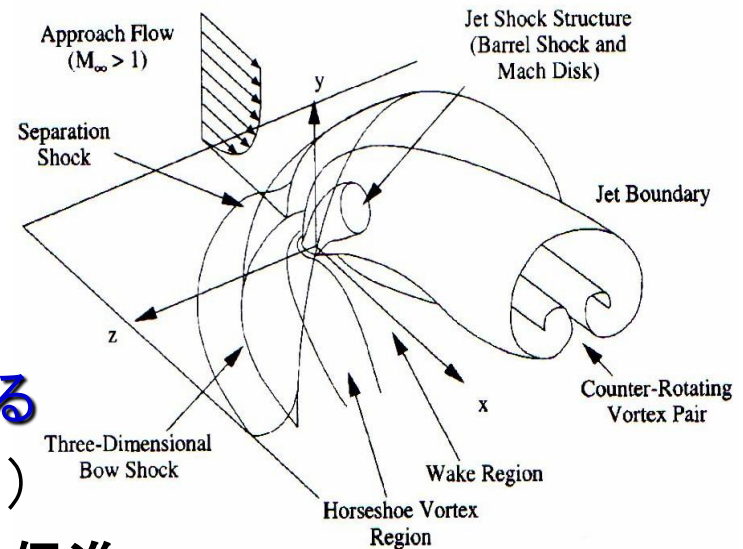
- 稲村 隆夫 氏(現 弘前大学教授)噴霧, 微粒化
- Ju Yiguang 氏(現 Princeton大学准教授)火炎理論
- 滝田 謙一 氏(現職)数値シミュレーション, プラズマ支援燃焼,  
高圧対向流火炎, エッジフレーム

## ▶ 助手／助教

- 滝田 謙一 氏(上記)
- 廣田 光智 氏(現 室蘭工業大学講師)LIF計測, トリプルフレーム,  
浮き上がり噴流火炎
- 河内 俊憲 氏(現 岡山大学准教授)高速シュリーレン画像解析,  
パルス噴射, PIV-PLIF同時計測

# 超音速混合流れ場の特徴

- ▶ デュアルモード・ラムジェット combustor
- ▶ 壁面からの燃料噴射
  - 非一様な圧縮性流れ場
    - 衝撃波・膨張波の発生
    - 高動圧, 高温
    - 温度・圧力・速度が場所ごとに異なる
  - 乱流 (圧縮性効果による発達抑制)
    - 大規模渦の発生 / 導入による混合促進



Gruber, JPP 1999



# 濃度場と速度場のレーザー計測

## ▶ 濃度場: PLIF計測

- 蛍光比法の一般化・拡張
  - 噴射気体平均モル分率の測定
  - 平均密度の測定
  - 多孔噴射測定への拡張
  - パルス噴射への適用
- 濃度変動測定・・・2点相関, pdf

## ▶ 速度場: PIV計測

- トレーサ粒子追従遅れの補正
  - Stokes抗力則に基づく補正
  - Henderson抗力則に基づく補正
- 速度3成分同時計測(Stereo PIV)
  - Reynolds応力の全成分計測

同時計測



乱流拡散流束

断面内静圧

# アセトンPLIF

## (平面レーザ誘起蛍光法)

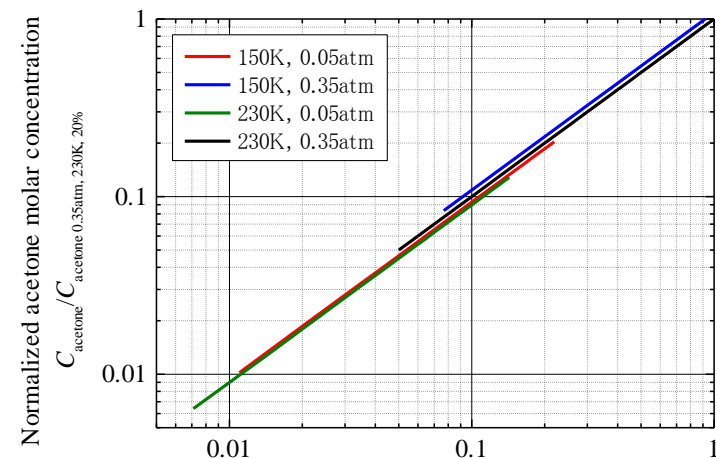
- ▶ レーザ照射で励起したアセトンの脱励時の**蛍光**を測定
  - 蛍光強度  $S_f$

$$S_f = \eta_{opt} \frac{E}{hc/\lambda} dV_c N_A C_{acetone} \sigma(\lambda, T) \phi(\lambda, T, P)$$

- ▶ 蛍光量子収率  $\phi$  や吸収断面積  $\sigma$  の効果を含めても、**蛍光強度  $S_f$  は±6%以内でモル濃度  $C_{acetone}$  を表す**

$$C_i = \frac{\rho \chi_i}{m}$$

$\rho$ : 密度,  $\chi_i$ : モル分率,  
 $m$ : 平均分子量





# 蛍光比法による 噴流モル分率 $\chi_{jet}$ の測定

## ▶ Hartfieldの蛍光比法 (Hartfield, JPP 1994)

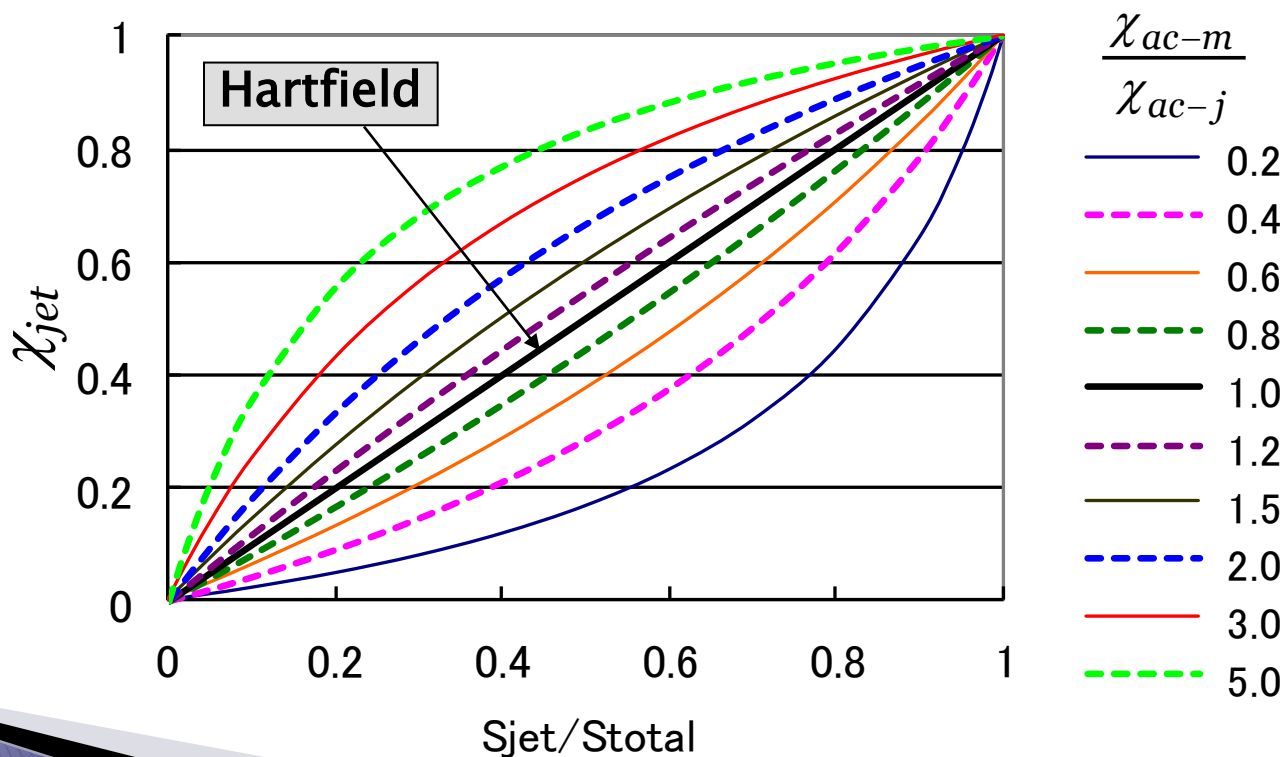
- トレーサ気体を, 主流と噴流の両方にシーディングした場合と, 噴流のみにシーディングした場合の**蛍光強度比が噴流モル分率に等しい**とする方法

## ▶ Hartfieldの蛍光比法の**問題点**

- 蛍光比法の結果と採取ガス分析結果と不一致(3回も)  
⇒ **どこかおかしい**
- 元の式に立ち返って検討 ⇒ この方法は, 主流と噴流にシーディングしたアセトン・モル分率が等しい場合のみ成立することが判明(論文に記載なし)
- **主流と噴流のアセトン・モル分率が異なる場合への一般化が必要**

# 一般化螢光比法

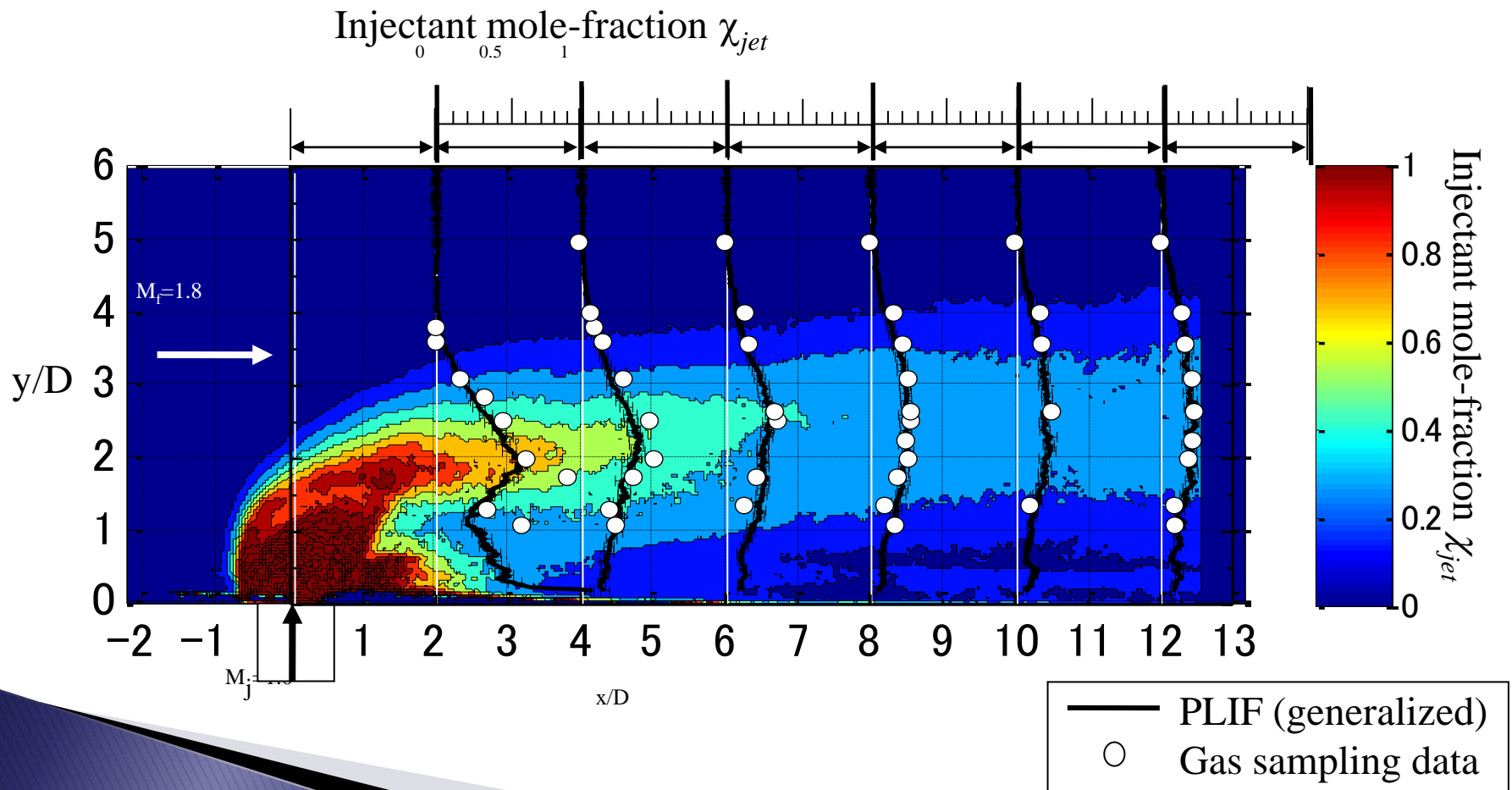
$$\chi_{jet} = \frac{\left(\frac{\chi_{ac-m}}{\chi_{ac-j}}\right)\left(\frac{S_{jet}}{S_{total}}\right)}{\left(1 - \frac{S_{jet}}{S_{total}}\right) + \left(\frac{\chi_{ac-m}}{\chi_{ac-j}}\right)\left(\frac{S_{jet}}{S_{total}}\right)}$$



# 一般化蛍光比法の検証

## (1) モル分率分布・・・ガス分析結果との比較

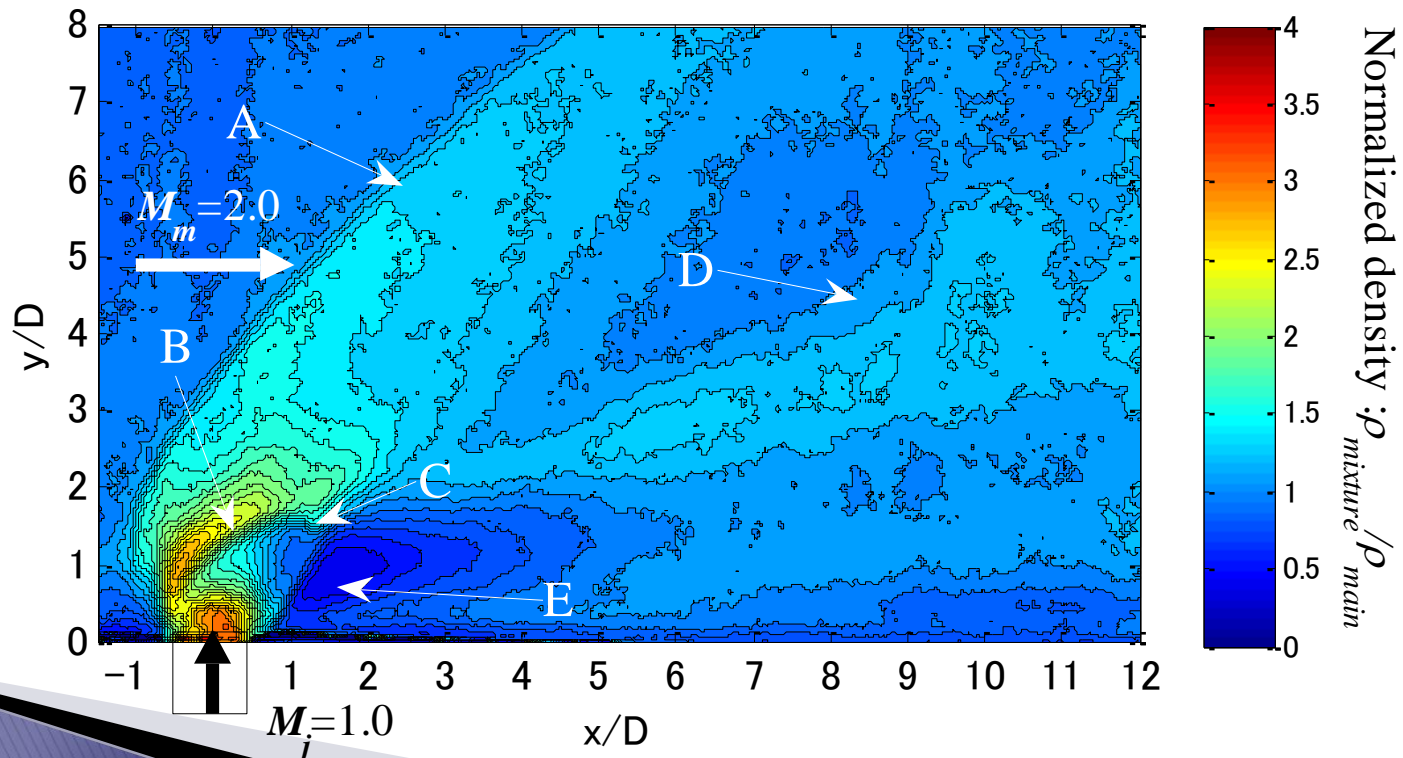
### ▶ 流れ場全体の比較



# 一般化蛍光比法の検証

## (2) 密度分布

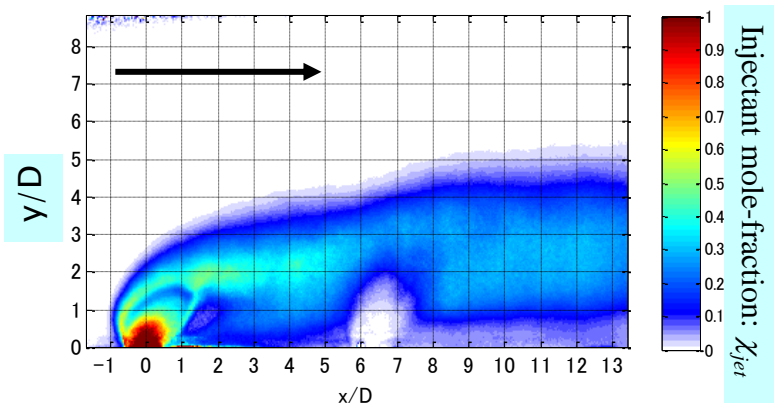
- ▶ 2つの独立な蛍光強度情報からモル分率だけでなく、平均密度も求められる



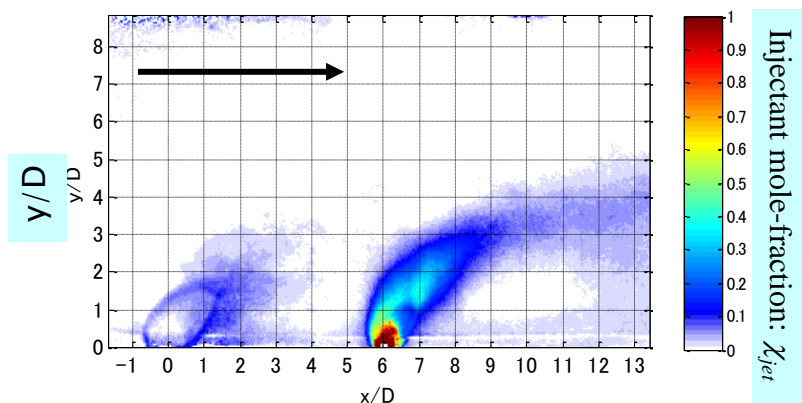
# 一般化蛍光比法の拡張

## (1) 多孔噴射の測定

- ▶ 単孔噴射: 2組の蛍光強度 $\Rightarrow$ モル分率+密度
- ▶ n孔噴射: n+1組の蛍光強度 $\Rightarrow$ 各モル分率+密度
- ▶ 2孔噴射の測定結果(第1段: 空気, 第2段: He)



第1段噴射気体モル分率

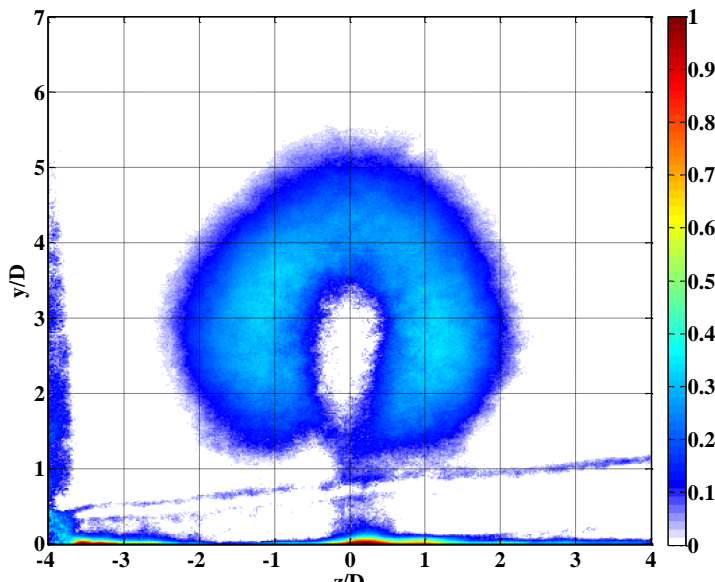
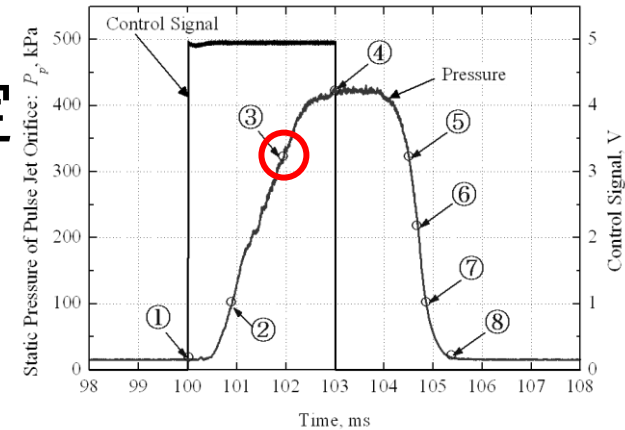


第2段噴射気体モル分率

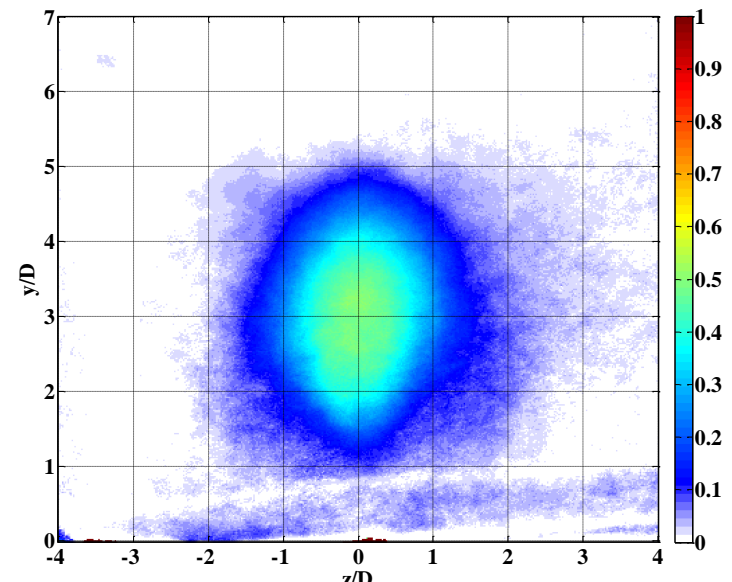
# 一般化蛍光比法の拡張

## (2)パルス噴射の測定

- ▶ パルス弁同期Phase-lock法で測定
- ▶ 2段噴射の第2段をパルス噴射
- ▶ ③フェーズのモル分率分布



第1段噴射気体モル分率



第2段噴射気体モル分率



# 濃度変動場の測定

## ▶ 空間内の1点の濃度変動

- 濃度変動強度  $\overline{C'^2} = \overline{(C - \bar{C})^2}$
- 濃度の確率密度関数(PDF)

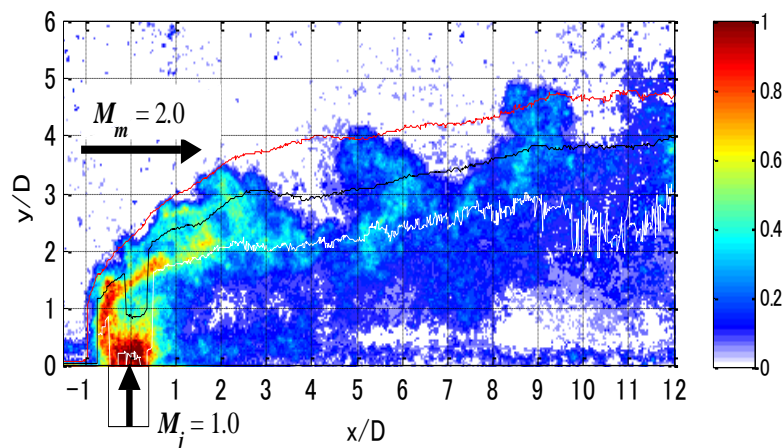
## ▶ 空間内の2点の濃度変動相関

$$R_{CC}(x, y; \Delta x, \Delta y) = \overline{(C - \bar{C})_{x,y} (C - \bar{C})_{x+\Delta x, y+\Delta y}}$$

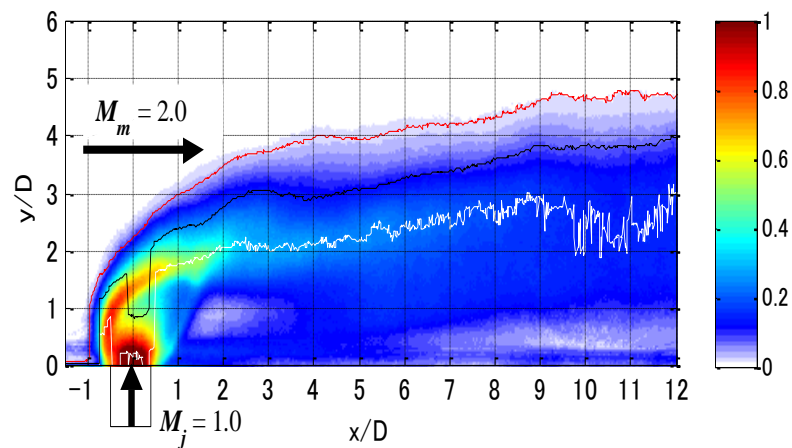
- 濃度変動が空間的に同期して動く様子  
⇒ **大規模構造の広がり**



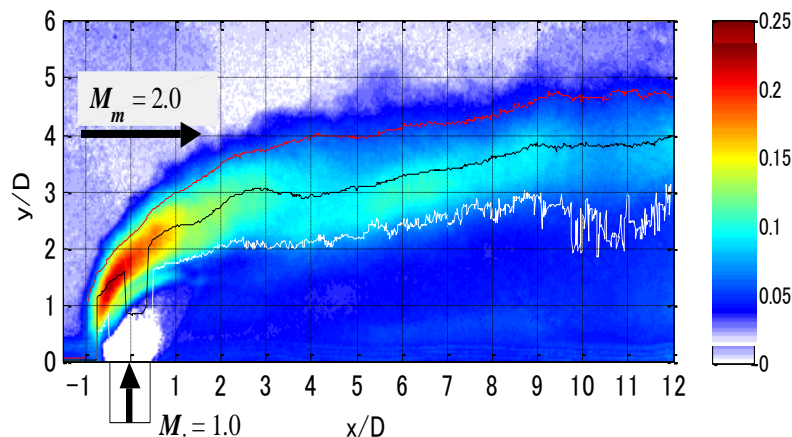
# 濃度の平均値と変動強度



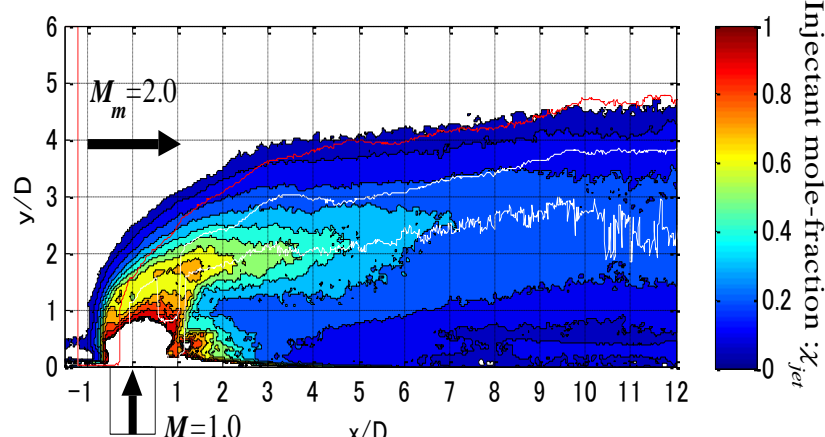
瞬間画像



平均濃度分布

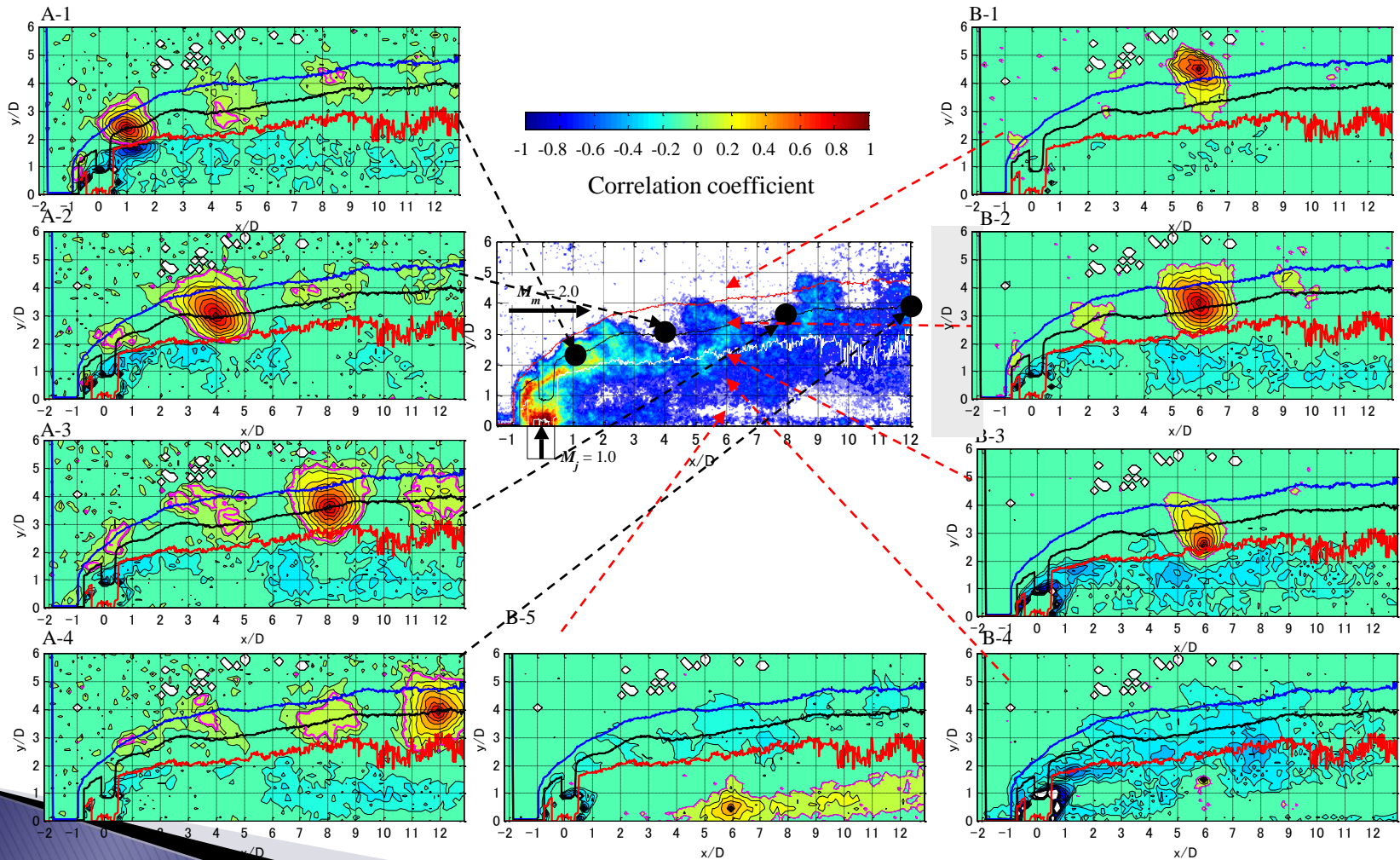


濃度変動強度分布

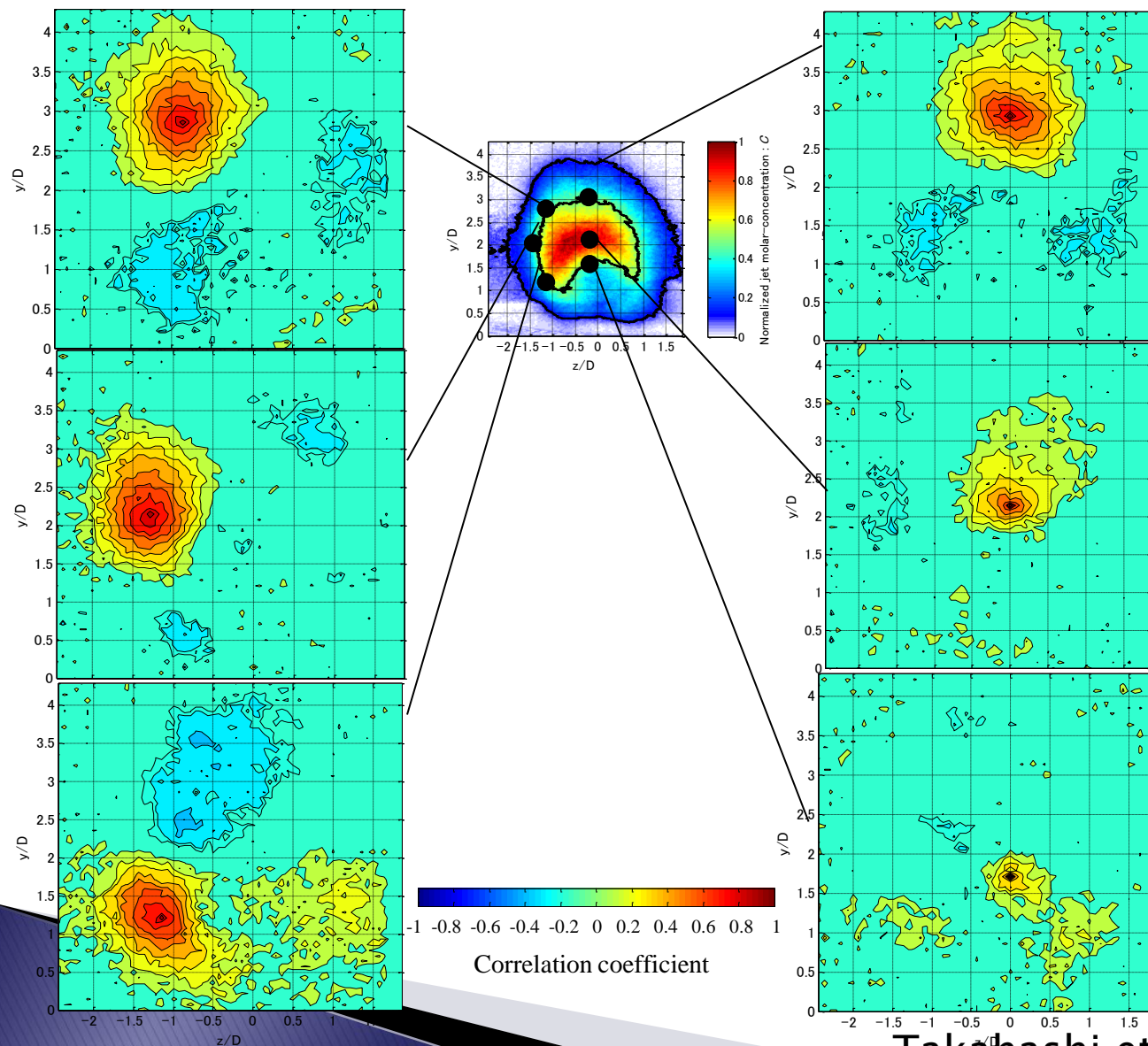


平均モル分率分布

# 濃度変動の空間2点相関 $x$ - $y$ 断面



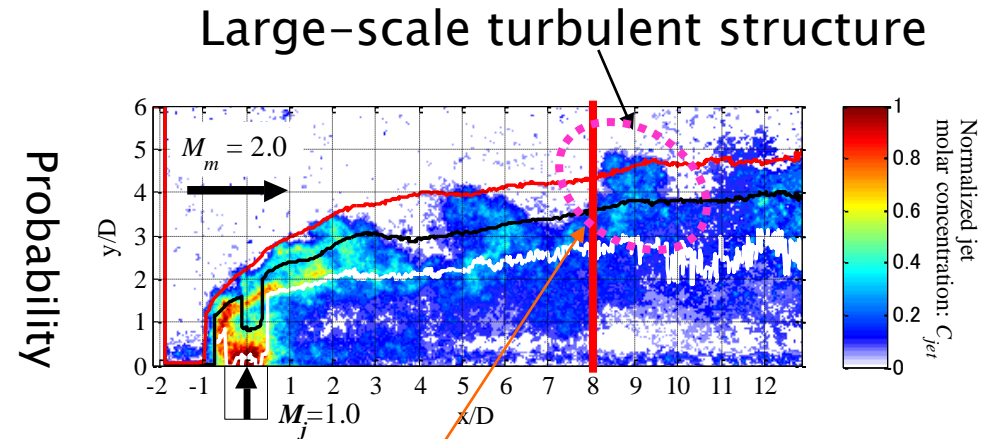
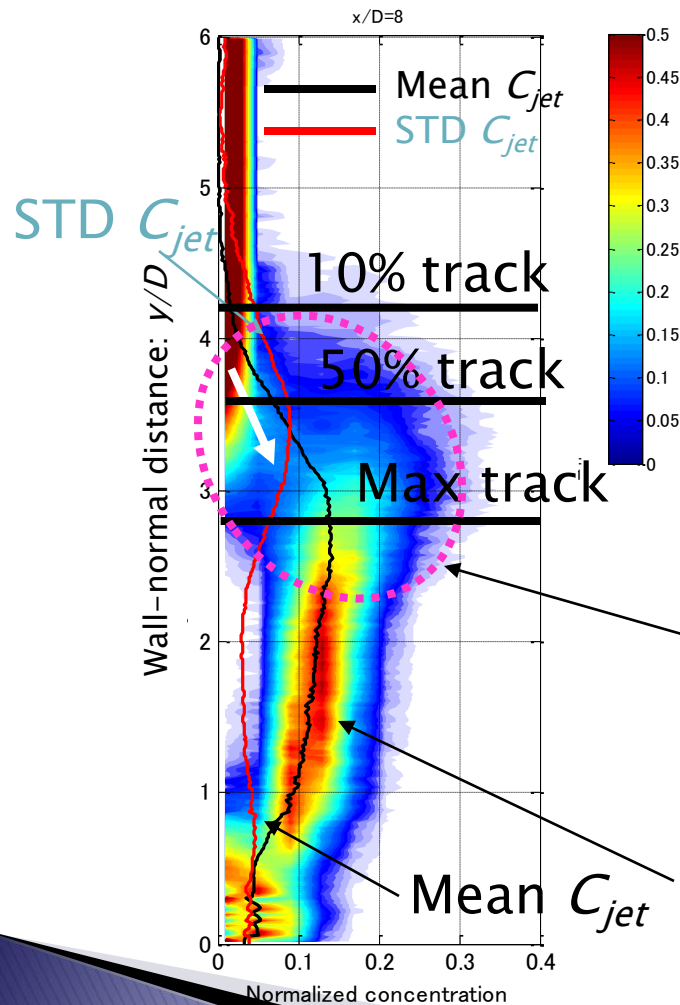
# 濃度変動の空間2点相関 $y$ - $z$ 断面



噴流の全周が同期  
して動くのではない

中央上部と両脇の  
下部は負の相関

# 確率密度関数



Turbulent diffusion  
via large-scale eddies

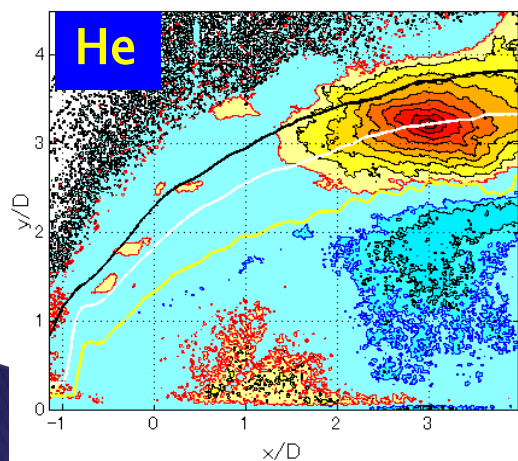
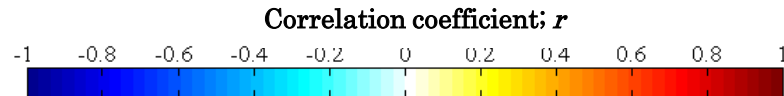
well-mixed (better-mixing) region  
with smaller scale structure



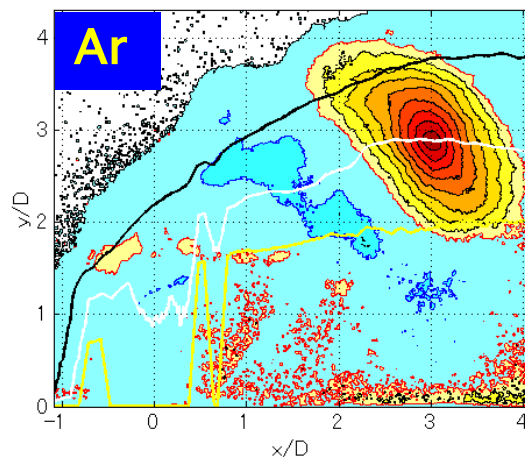
# 噴射気体種の影響

## ▶ スクラムジェットの燃料

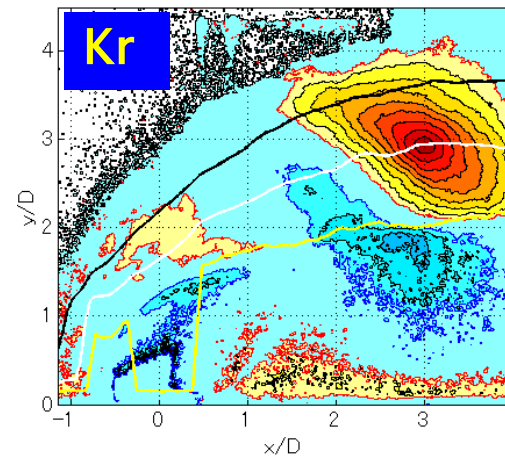
- 水素: 高比推力, 冷却能力大
- 高級炭化水素: 高密度, 常温保管可能  
→ 再生冷却により熱分解 → 低級炭化水素( $C_2H_4$ 等)
- 噴射気体の分子量(温度)により大規模構造が変化



$x/D=3.0$



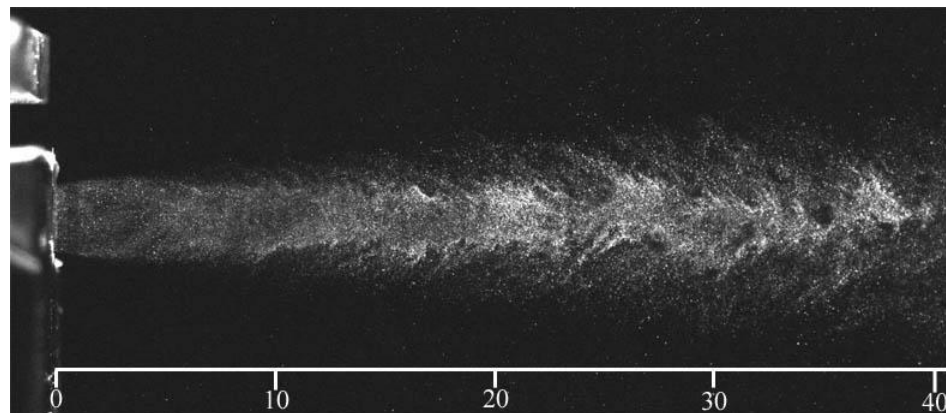
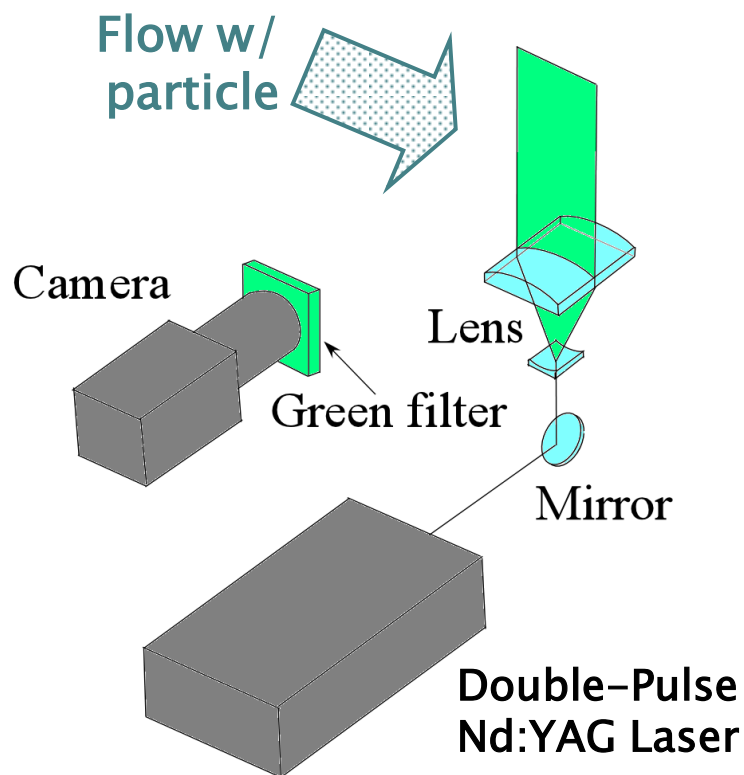
$x/D=3.0$



$x/D=3.0$



# PIV(粒子画像速度計)

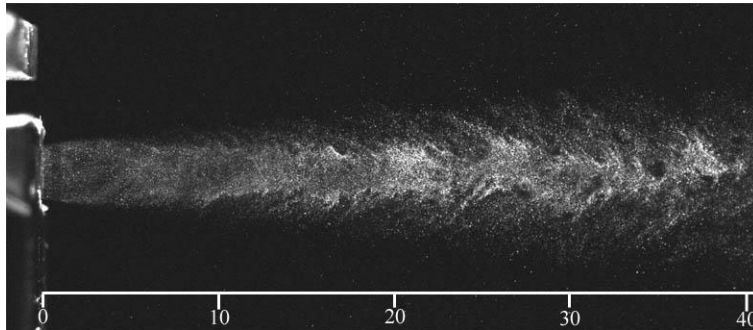


シート状のパルスレーザーを2回照射して得た画像で、トレーサ粒子パターンの相関が最も高い位置間の距離を照射時間間隔で割り速度を得る

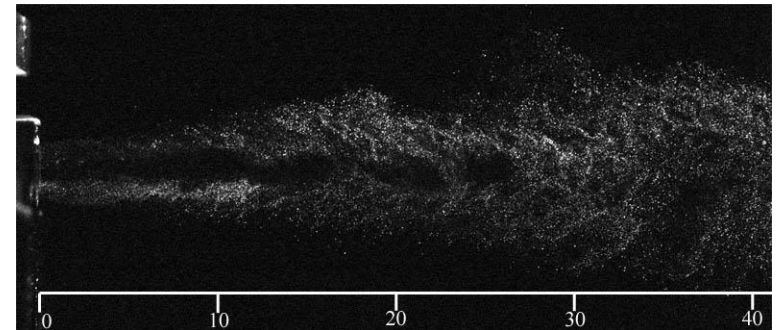
1台のカメラで、断面内の2方向速度成分分布測定  
2台のカメラを使えば、断面内の3方向速度成分分布測定可能(ステレオPIV)

# トレーサ粒子の気流追従遅れ

- ▶ **粒子が流れに十分追従できない場合**
  - 急な加・減速・・・**衝撃波通過**(不連続的減速)
  - 方向変化・・・**強い渦, 旋回**
  - 速度変動



非旋回噴流



**旋回**噴流

- ▶ 粒子を用いる他の計測法にも共通する大きな問題
- ▶ **補正**は出来ないか？

# トレーサ粒子の運動方程式

- ▶ 粒子は直径  $d_p$ , 密度  $\rho_p$  が既知の**球**
- ▶ **Basset-Boussinesq-Oseen 方程式**で記述  
(添字  $p$ : 粒子,  $f$ : 気流)

$$u_{pj} \frac{\partial u_{pi}}{\partial x_j} = -\frac{3}{4} C_D \frac{\rho_f}{\rho_p} \frac{1}{d_p} |\mathbf{u}_p - \mathbf{u}_f| (u_p - u_f)$$

- ▶ 抗力係数  $C_D = f(Re, M)$   
 $Re, M$ : 粒子の相対レイノルズ数及びマッハ数  
(クヌーセン数は  $Kn = M/Re$ )

# 気流速度の方程式

- ▶ 粒子の運動方程式から気流速度は形式的に次式で表される

$$u_{fi} = u_{pi} + \alpha \beta_i$$

$$\frac{1}{\alpha} \equiv \frac{3}{4} C_d \frac{\rho_f}{\rho_p} \frac{1}{d_p} |\mathbf{u}_p - \mathbf{u}_f|$$

$$\beta_i \equiv u_{pj} \frac{\partial u_{pi}}{\partial x_j}$$

(Koike et al. AIAA J. 2006)

# 用いる抗力則と必要な量

## ▶ Stokesの抗力則

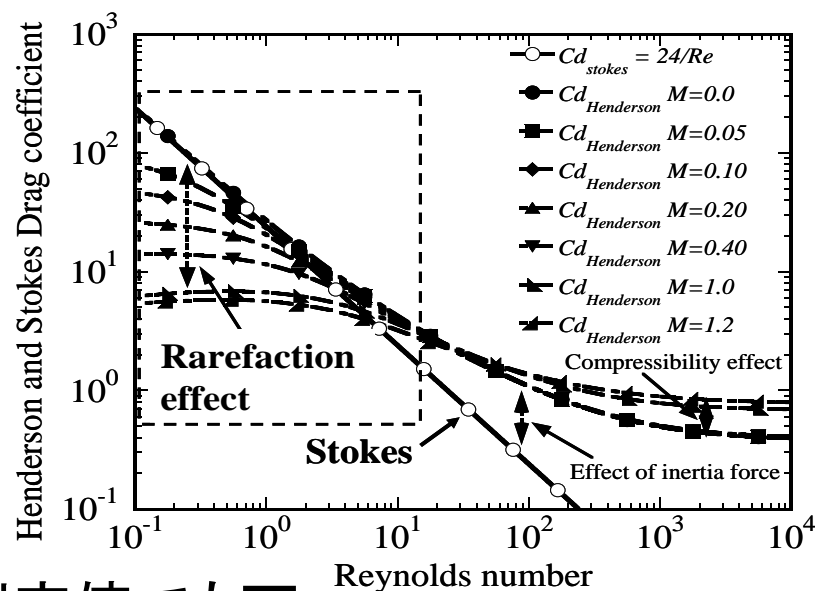
$$C_D = \frac{24}{\text{Re}} \quad \text{Re} = \frac{\rho_f |u_p - u_f| d_p}{\mu_f} < 1, \quad M = \frac{u_p - u_f}{a} \ll 1$$

- 速度の測定値のみで補正可能

## ▶ Hendersonの抗力則

$$C_D = f(\text{Re}, M)$$

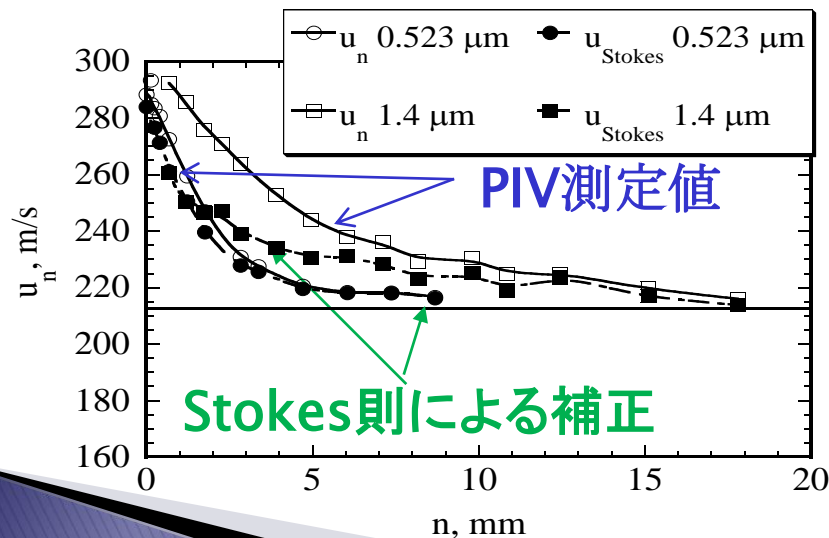
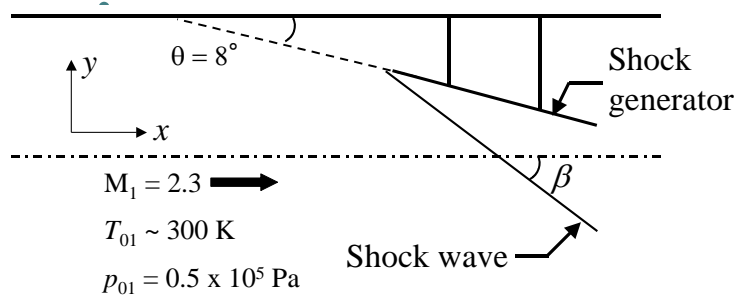
- 速度以外の測定値が必要
- 異なる粒子による2組の速度測定値でも可





# 2つの抗力則による補正の比較

## ▶ 斜衝撃波背後の速度

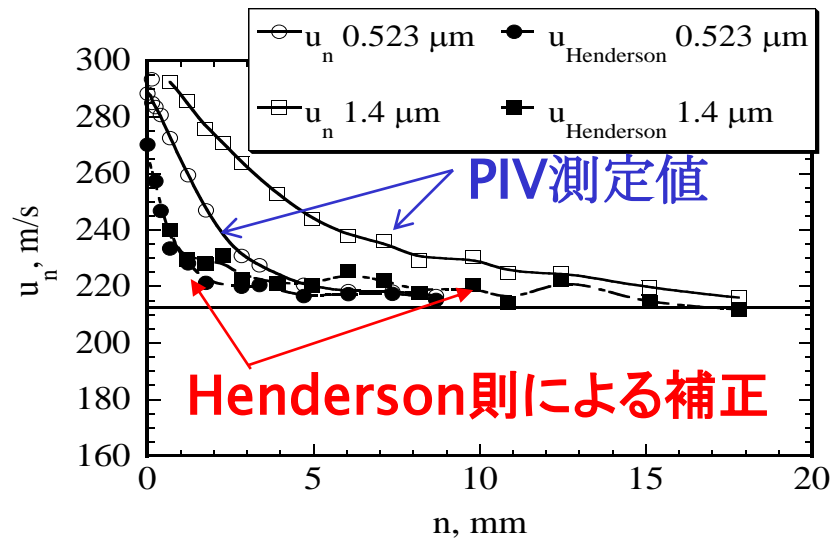


Tedeschi et al.

$d_p$ が違う2種の粒子でPIV計測

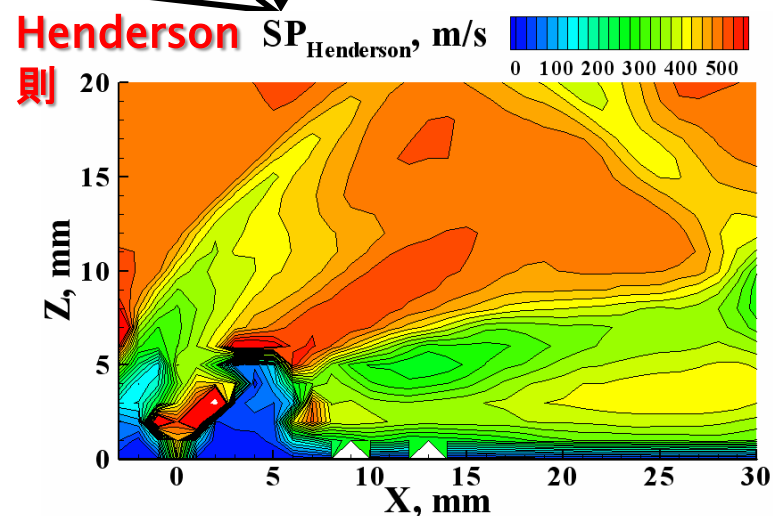
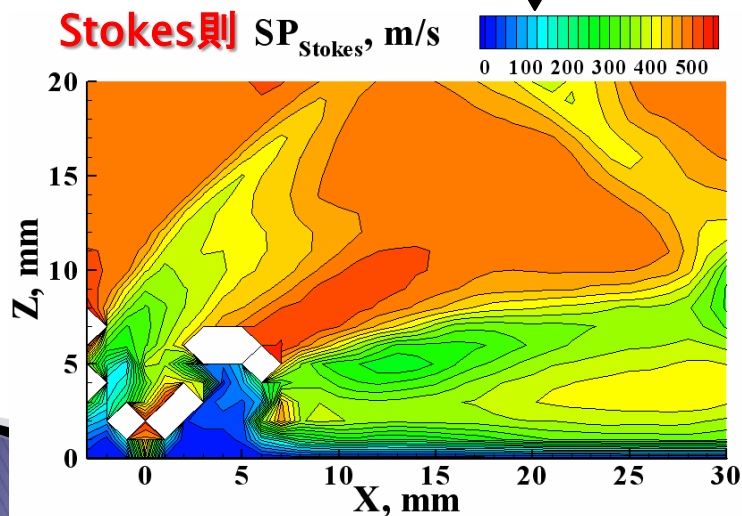
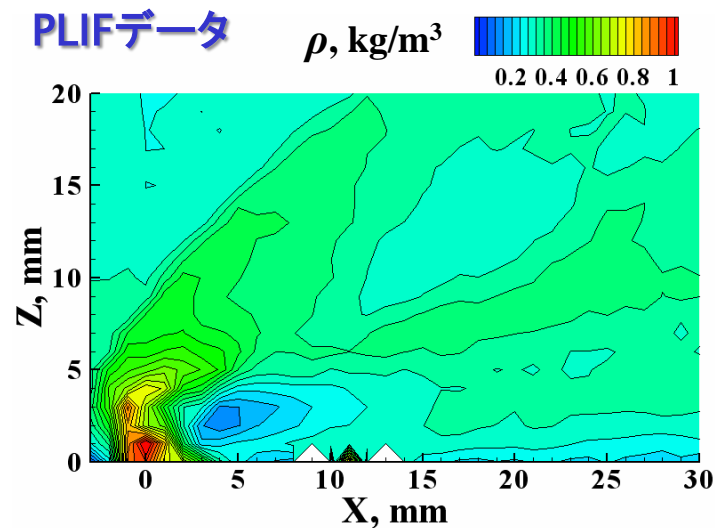
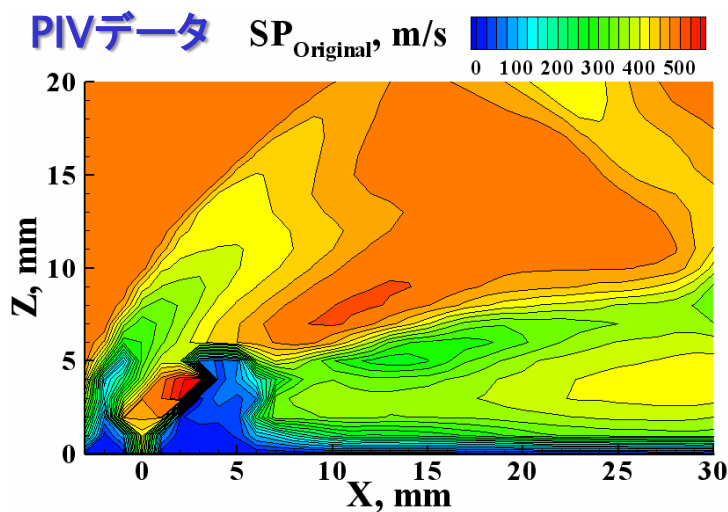
$d_p = 1.4 \mu\text{m}, 0.523 \mu\text{m}$

斜衝撃波関係式で密度算出



Koike et al. AIAA Paper 2010

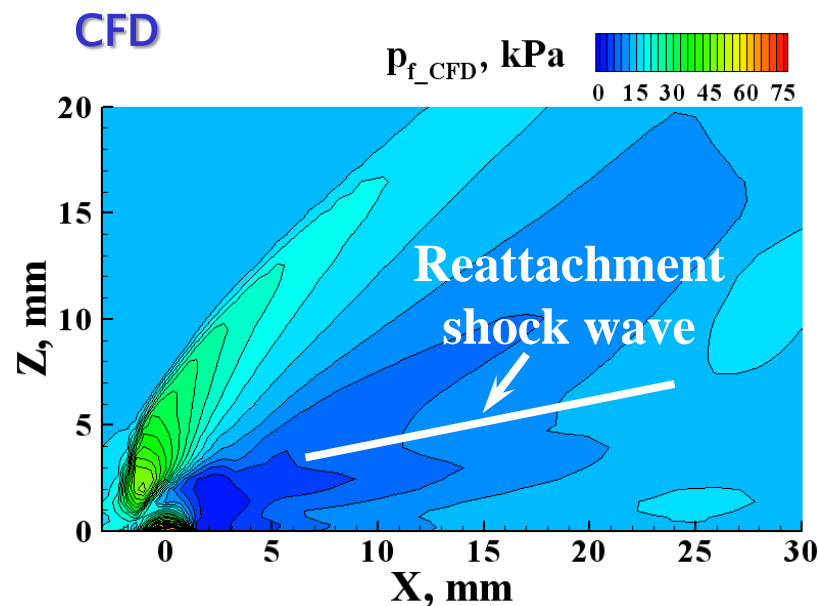
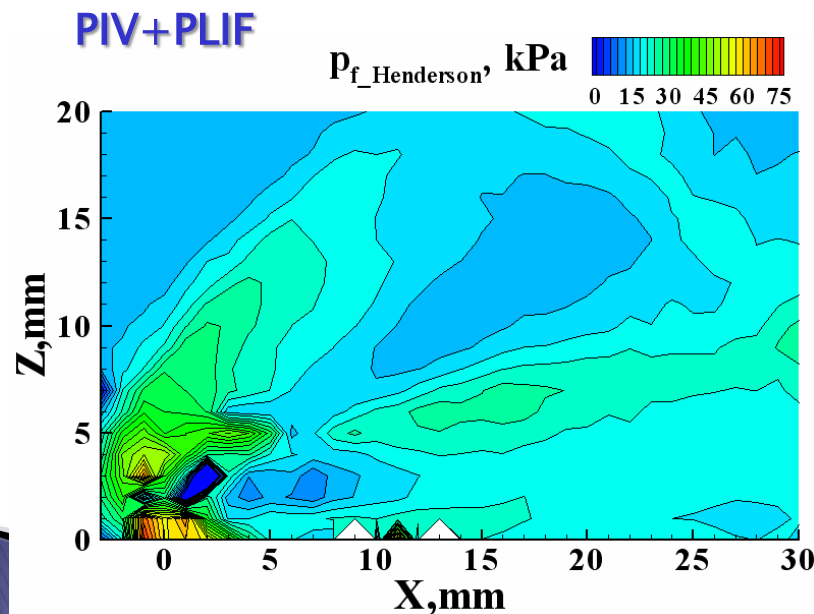
# PLIFで得た密度を用いた補正



# 断面内の静圧分布

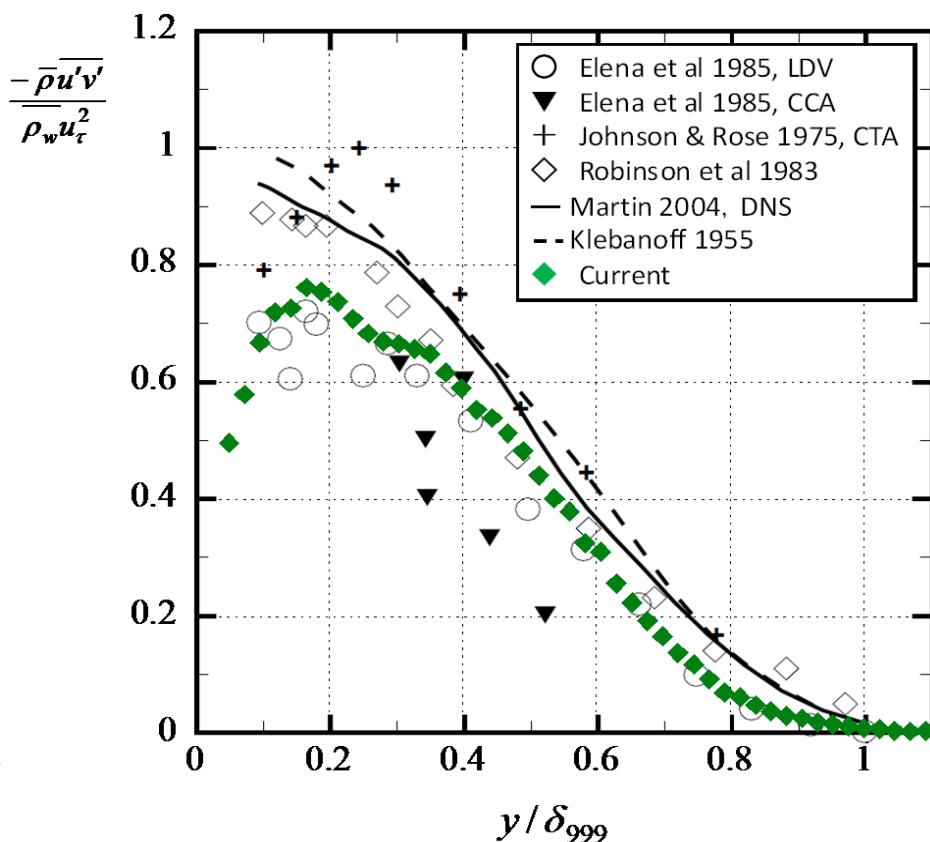
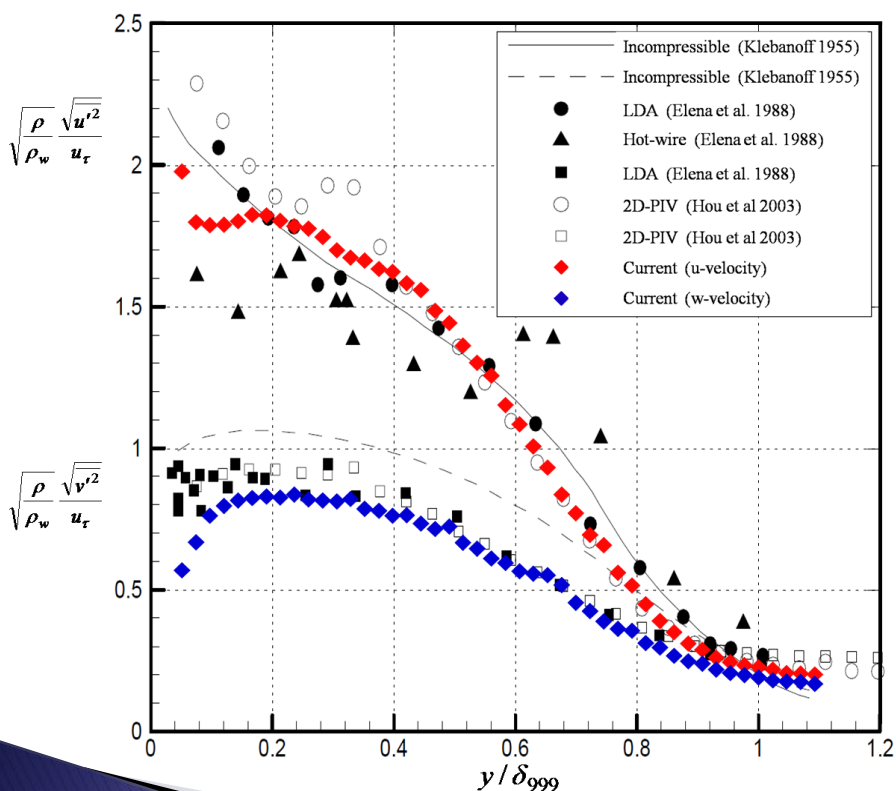
- ▶ 総温一定の流れ場
- ▶ PIV⇒速度 PLIF⇒モル分率, 密度

$$T = T_t - |V^2| / 2c_p, \quad \underline{\underline{p = \rho RT}}$$



# 速度変動の測定

- ▶ 風洞境界層で検証：他の方法の結果と定量的に一致



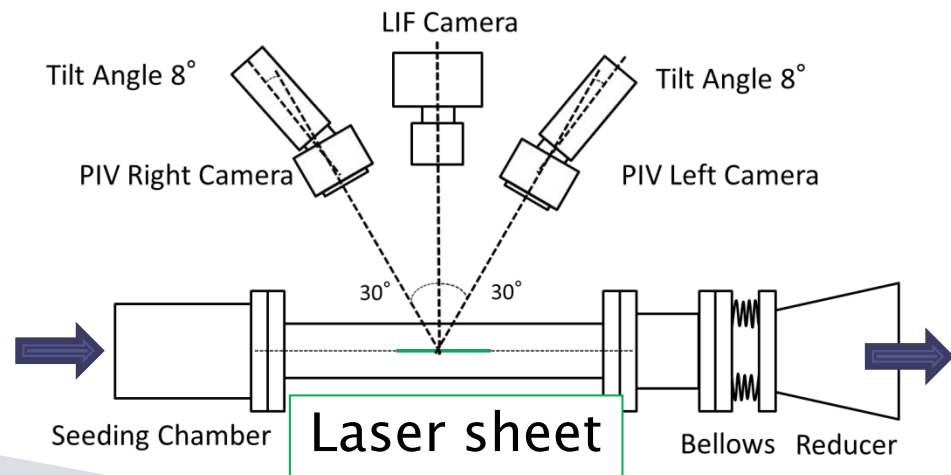
# PLIF/PIV同時計測

- ▶ 噴射気体の混合・・・乱流拡散 ≫ 分子拡散
- ▶ 乱流拡散流束

$$\overline{\rho u'_i Y'_{jet}} = m_{jet} \overline{C'_{jet} u'_i}$$

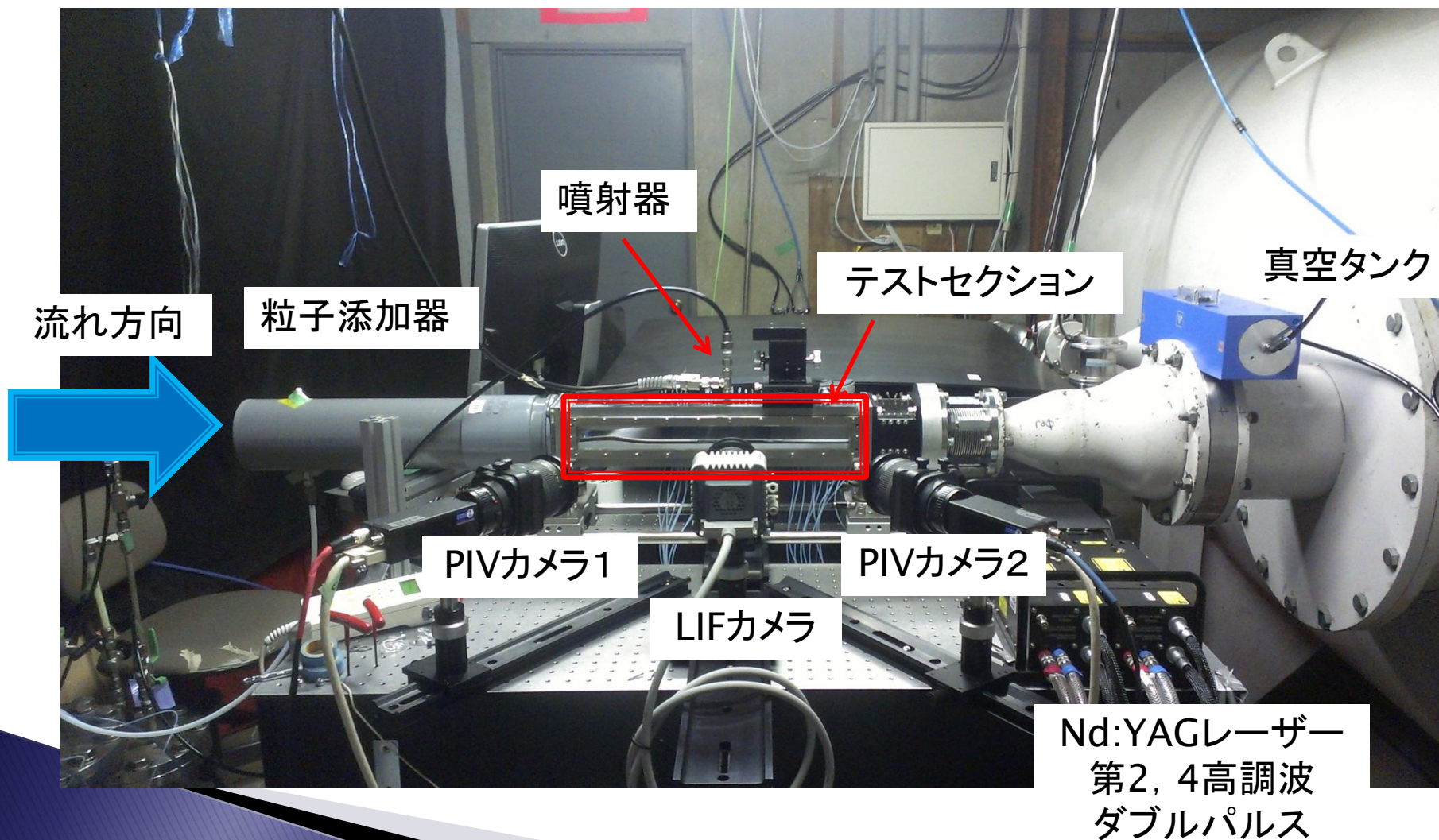
$\rho$ : 密度,  $u_i$ :  $i$ 方向速度成分,  $Y$ : 質量分率,  
 $m$ : 分子量,  $C$ : モル濃度

- ▶ 濃度と速度の同時計測が必要

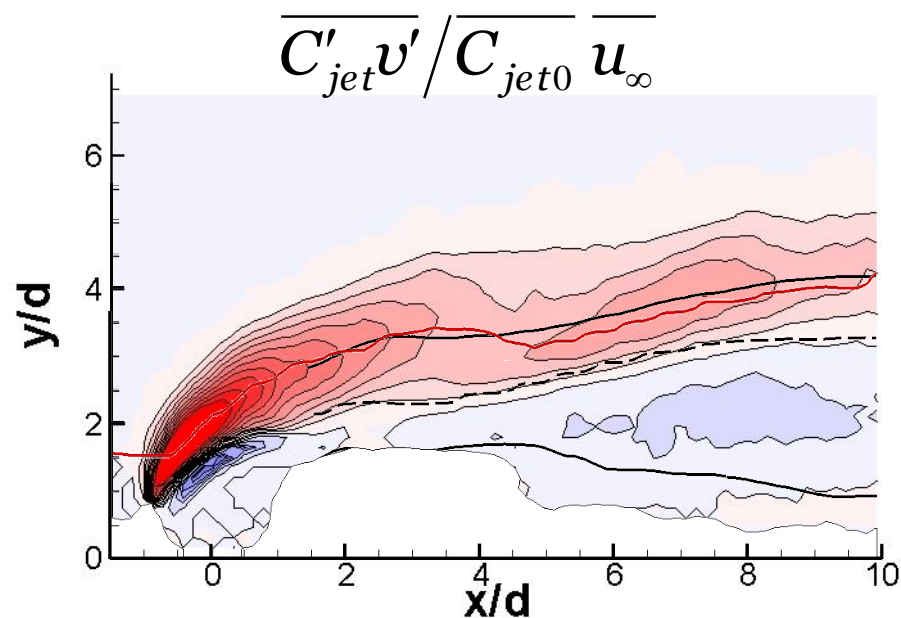
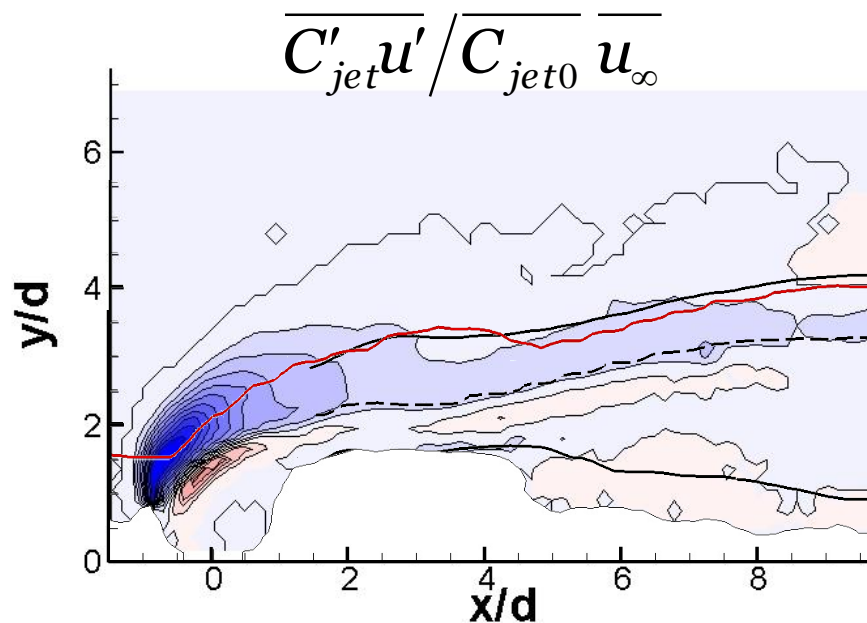




# PLIF/PIV同時計測実験装置



# 乱流拡散流束の測定結果 $x$ - $y$ 断面



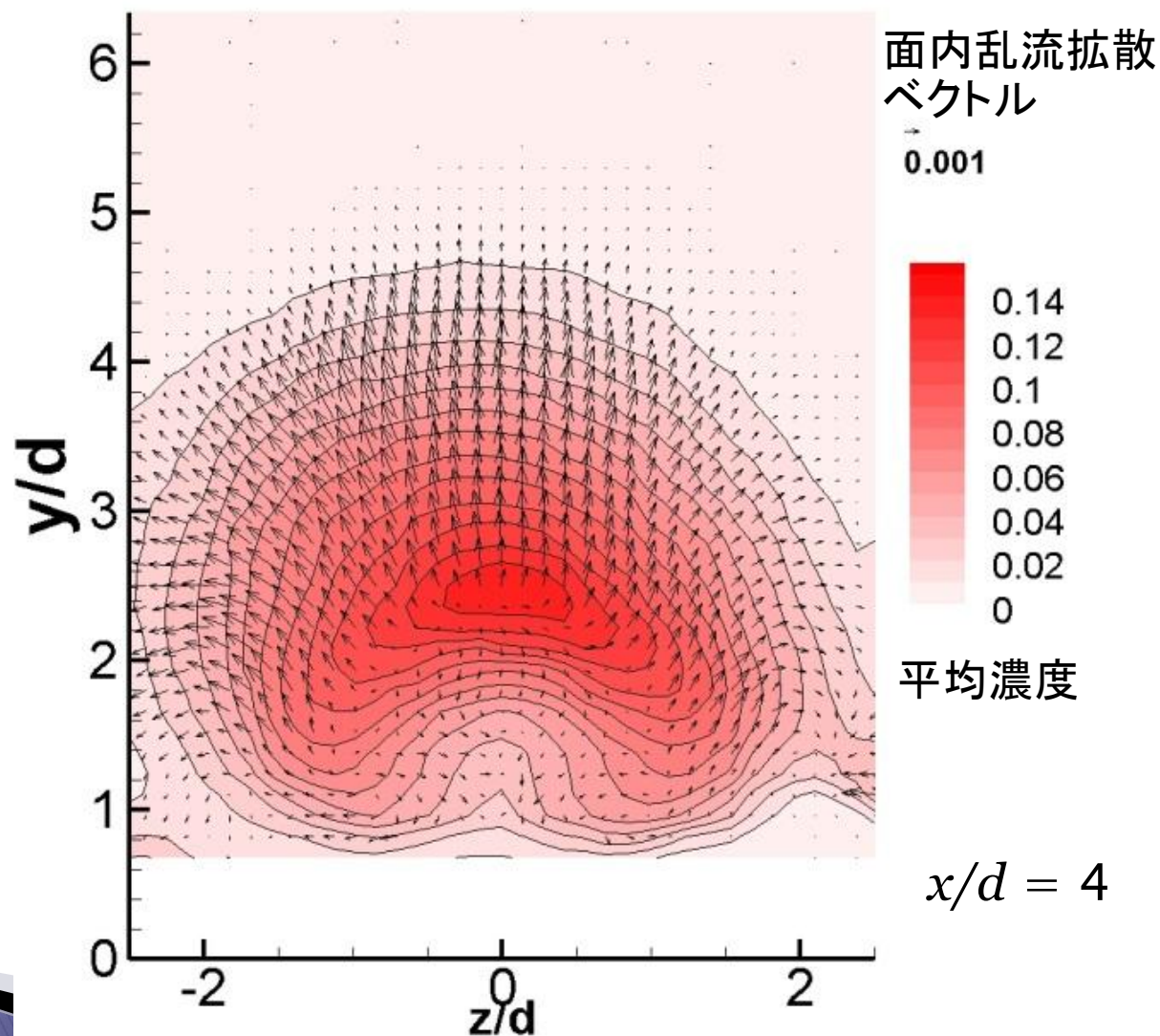
--- Mole concentration max

— Mole concentration 50%

— STD of jet mole  
concentration max



# 乱流拡散流束の測定結果 $y$ - $z$ 断面

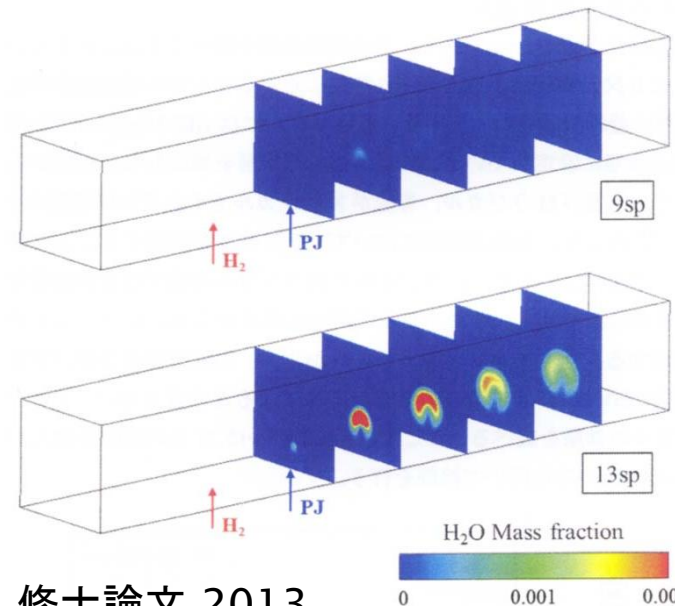
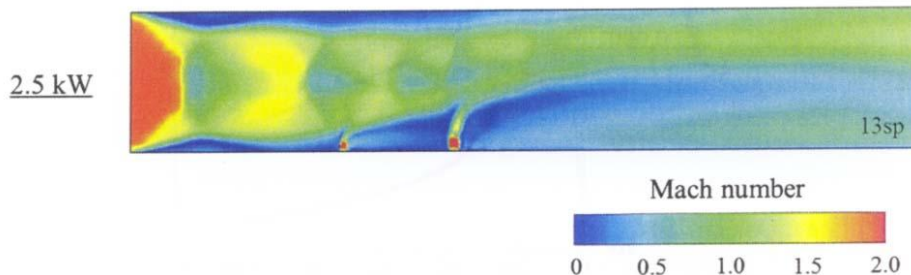


# 数値シミュレーション

- ▶ **数値シミュレーション**は**地上実験**、**飛行試験**と共に、極超音速エンジン研究手法の3本柱をなす
- ▶ 測定が難しい反応性高速気流の詳細な情報を与える
- ▶ ボトルネックは乱流モデルと高温反応モデル
- ▶ 乱流モデル化の強い順に
  - レイノルズ平均Navier-Stokes方程式 (RANS)  
全てのスケールの乱れをモデル化・・・計算負担 小
  - Large Eddy Simulation (LES)  
格子スケール以下の乱れをモデル化・・・計算負担 大
  - Direct Numerical Simulation (DNS)  
モデル化なし・・・計算負担 極めて大

# RANS

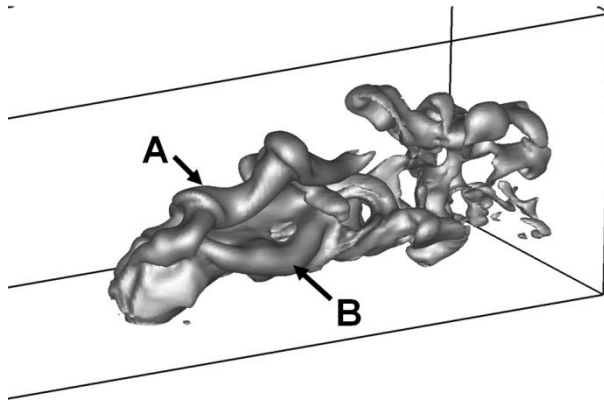
- ▶ 非定常3次元計算
  - パルス噴射の混合
- ▶ H-O-N系詳細反応機構を組み込んだ3次元計算
  - 窒素プラズマジェットによる水素の着火・燃焼
- ▶ C-H-O系簡略化反応機構を組み込んだ3次元計算
  - 酸素プラズマジェットによるメタンやエチレンの着火・燃焼



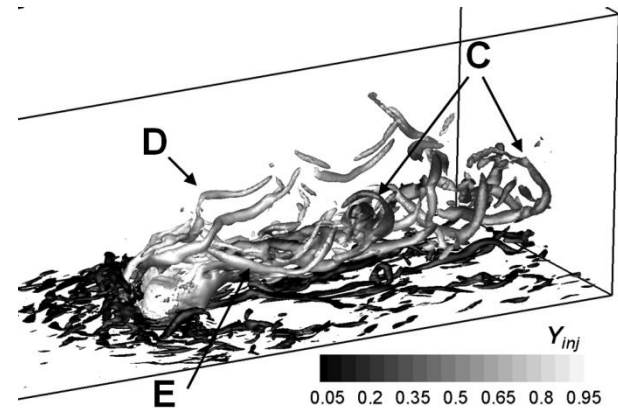


# LES

- 乱流の大規模構造を計算可能

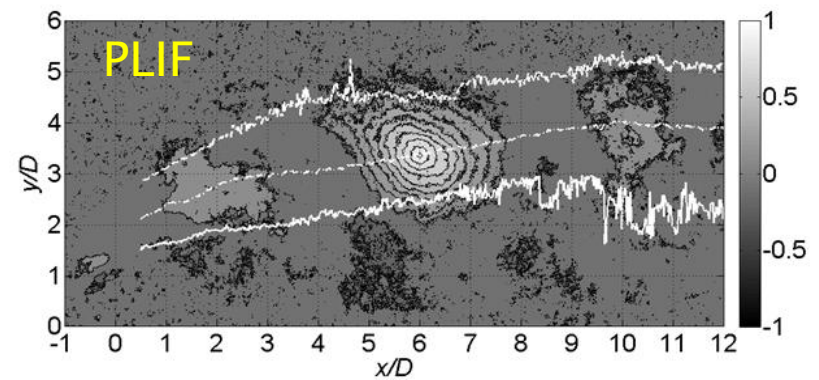
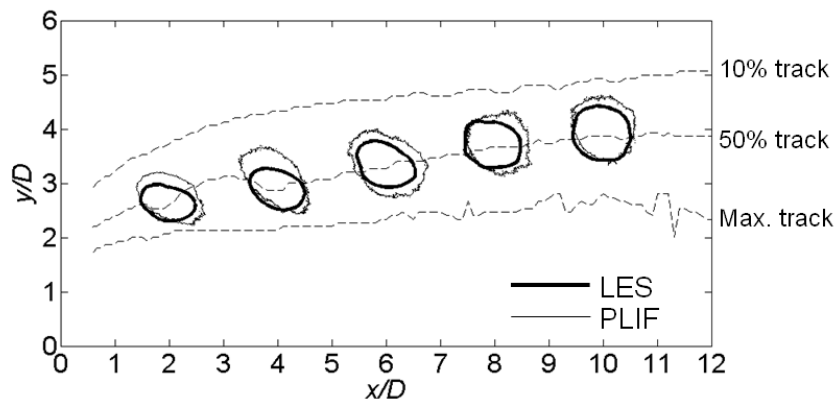


噴射気体の等質量分率面



速度勾配の第2不変量

- PLIFデータ比較・・・噴射気体濃度変動の二点空間相関



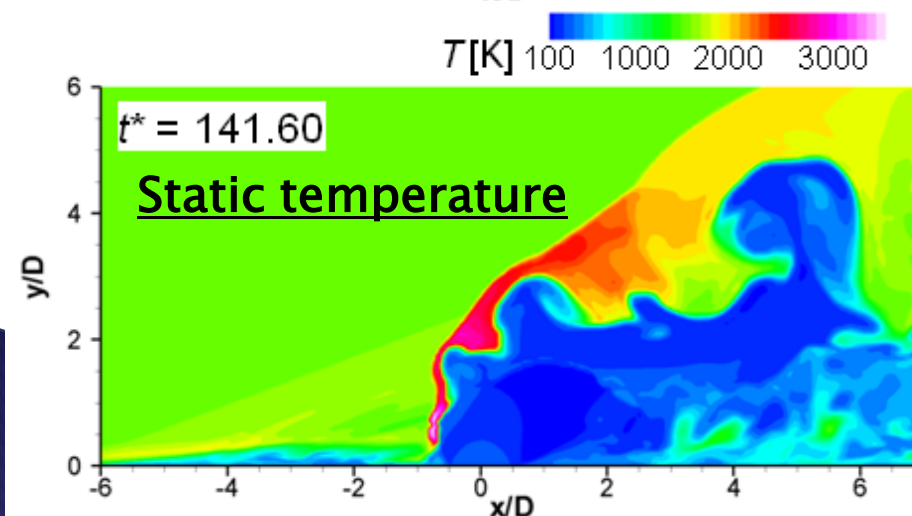
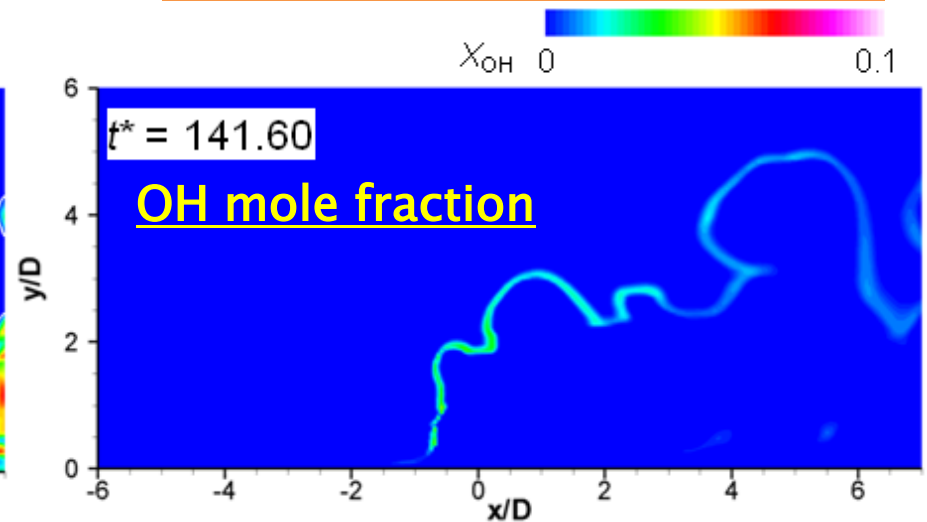
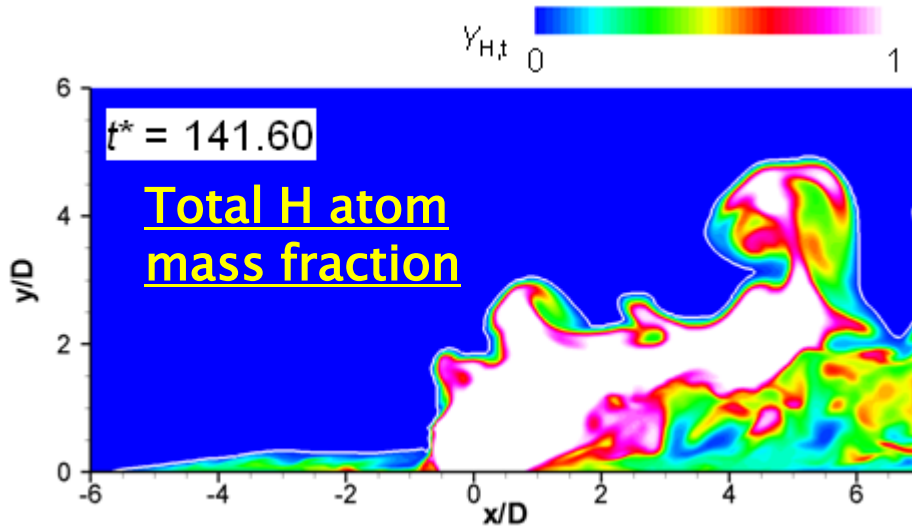
# 水素-酸素反応：準層流近似モデル

## Crossflow air

$M_\infty = 3.38$ ,  $p_\infty = 32.4$  kPa  
 $T_{t\infty} = 1290$  K,  $U_\infty = 2360$  m/s  
 $Re_D = 8800$ ,  $\delta_{in} = 0.6$  mm

## Hydrogen jet

$M_j = 1.0$ ,  $D = 2$  mm,  
 $p_j = 490$  kPa,  $U_j = 1205$  m/s  
 $T_j = 246$  K,  $J = 1.4$



## OH-PLIF image

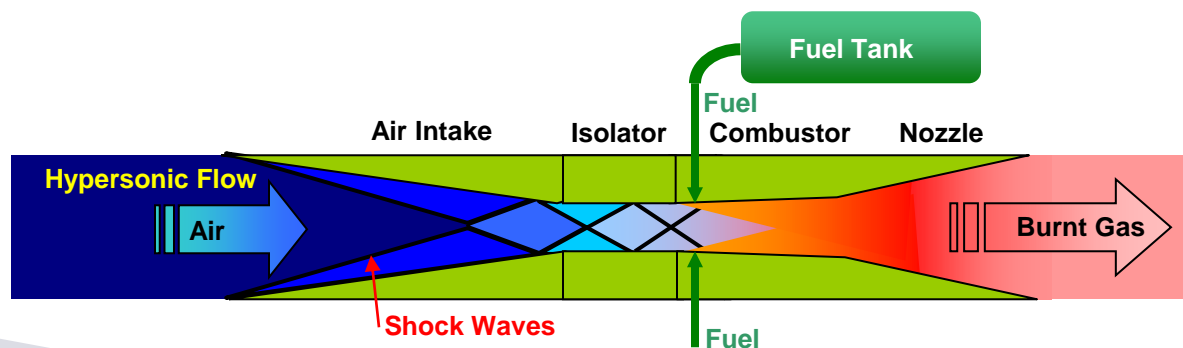
Ben-Yaker et al., PF 2006



# デュアルモード燃焼と擬似衝撃波

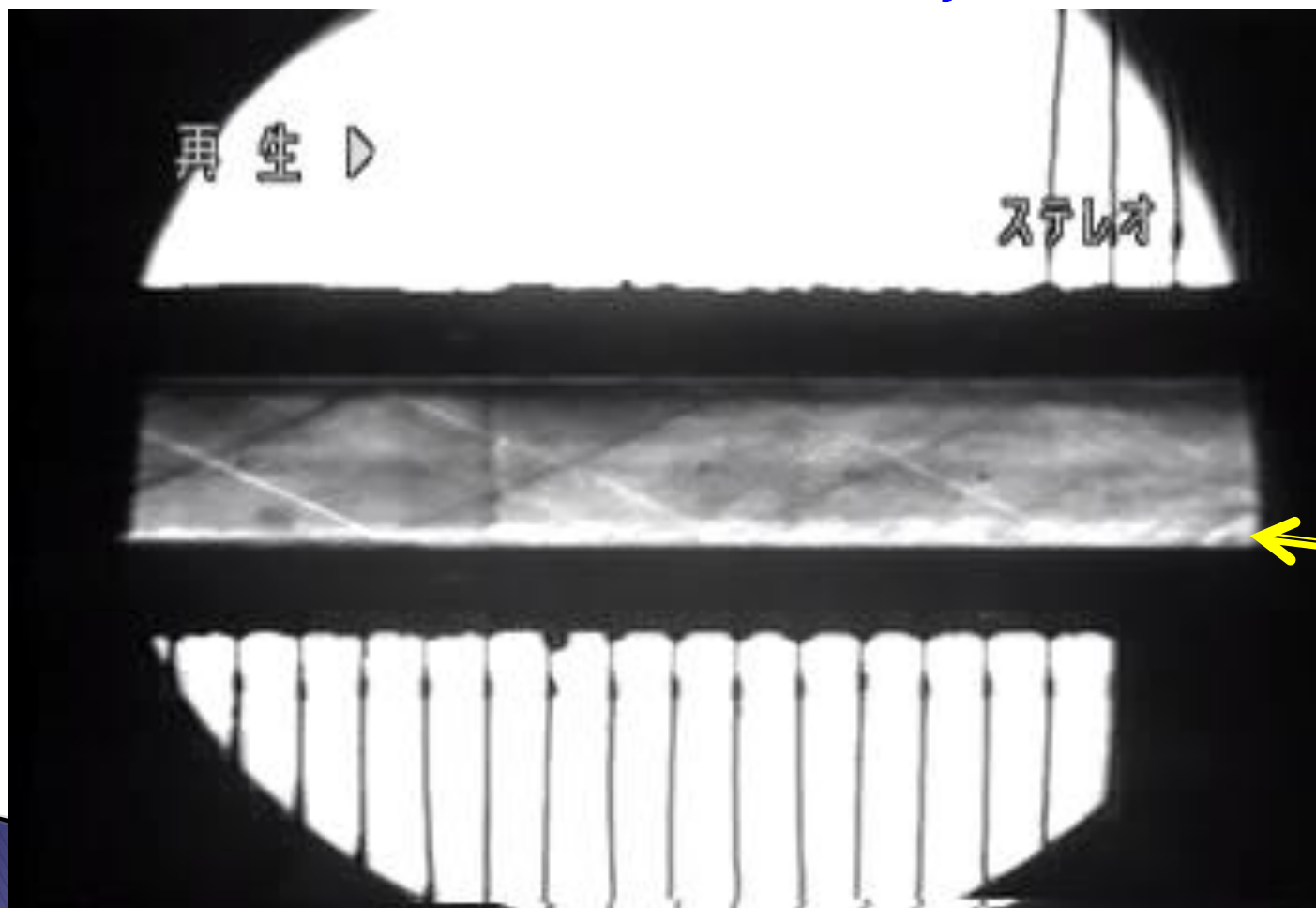
- ▶ デュアルモードラムジェットはスペースプレーン用推進システムの主要要素
- ▶ 飛行マッハ数6程度までは、燃焼による加熱で擬似衝撃波(Pseudo-Shock Wave: **PSW**)を形成し、亜音速で燃焼
- ▶ より高速では、発生する衝撃波が弱く、超音速で燃焼
- ▶ 擬似衝撃波により、混合と燃焼が著しく促進

Dual-mode  
Ramjet



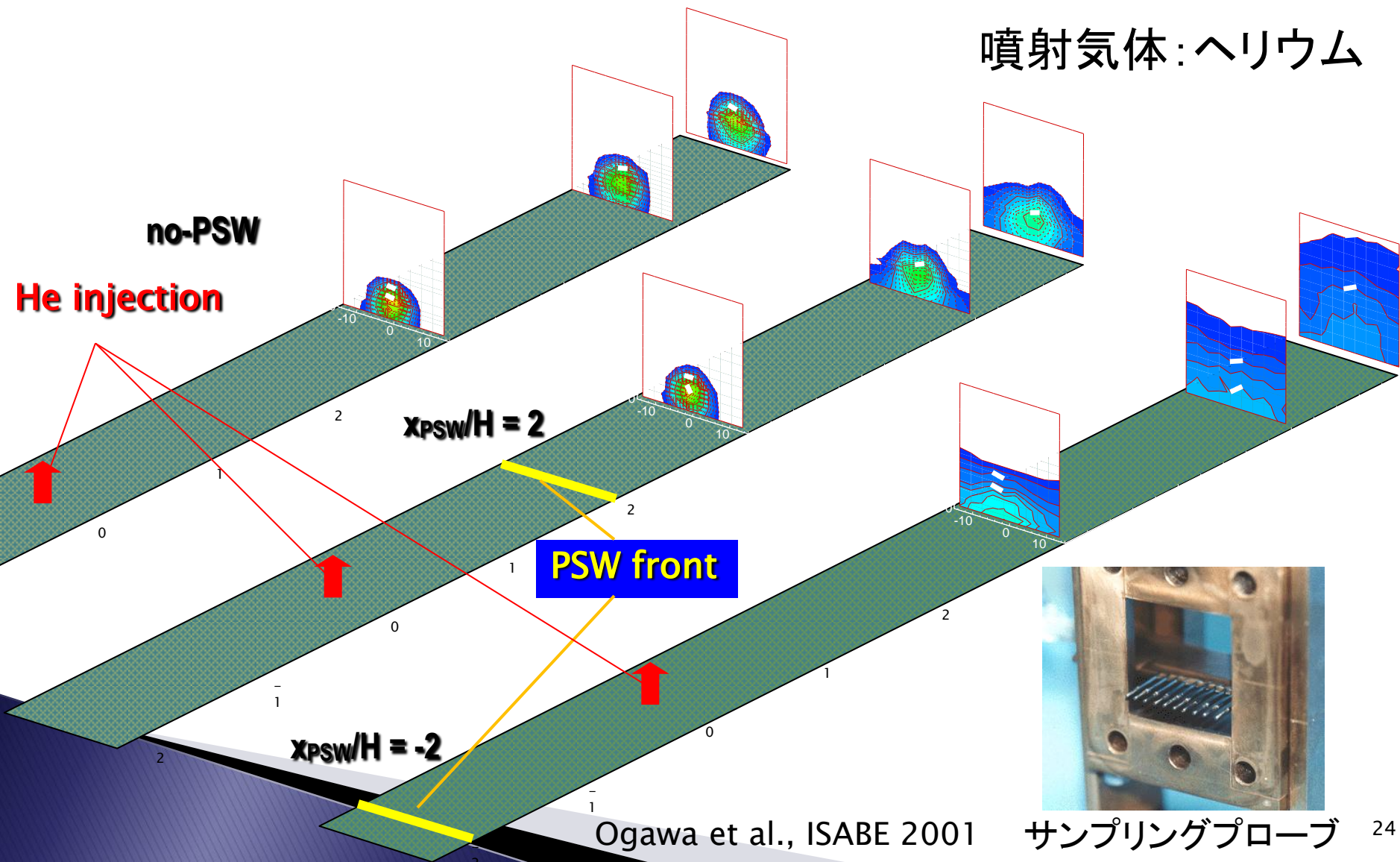
# N<sub>2</sub>40% / H<sub>2</sub>60% PJで発生させた PSW

$C_{HPJ} = 0.6$ ,  $P_{IN} = \text{Increasing}$



# PSW位置による噴射気体分布の変化

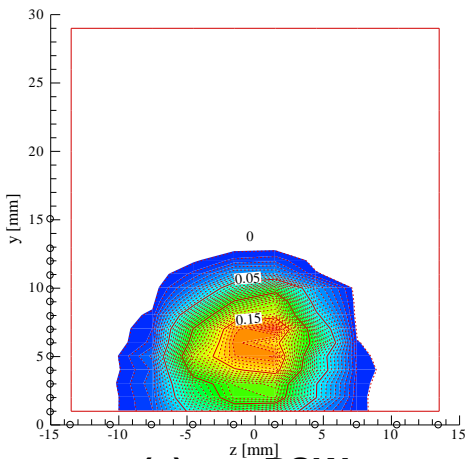
噴射気体：ヘリウム



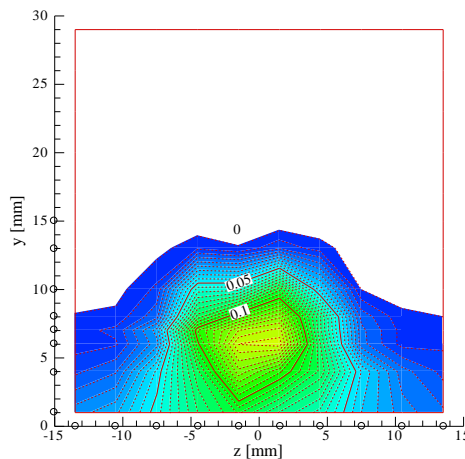


# PSW位置による噴射気体分布の変化

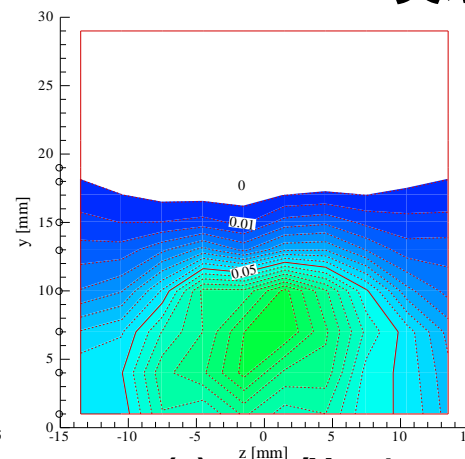
噴射気体: ヘリウム



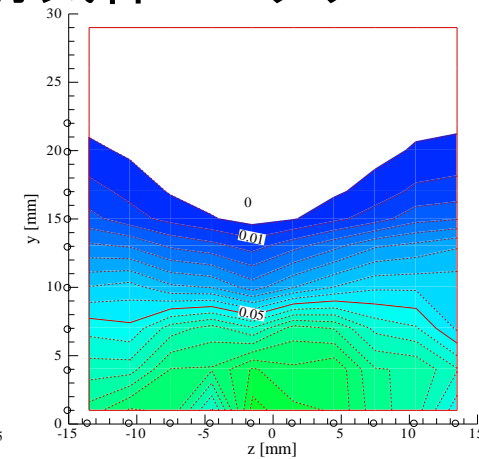
(a) no- PSW



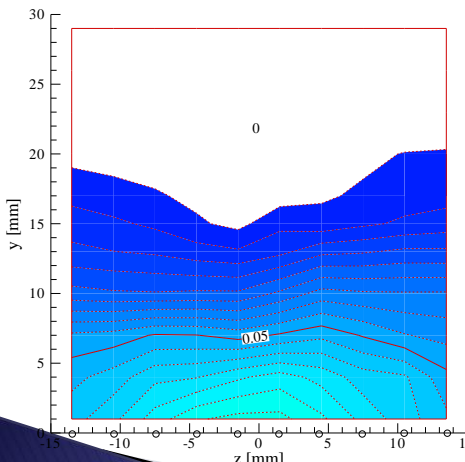
(b)  $x_{PSW}/H = 2$



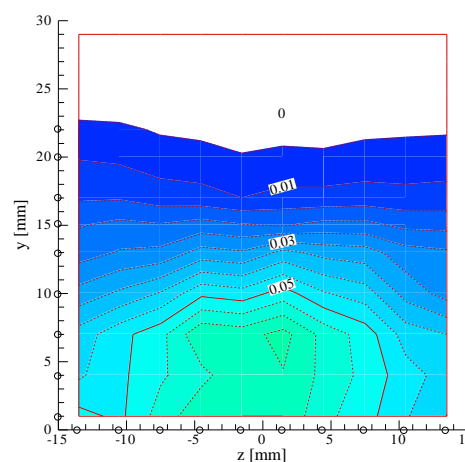
(c)  $x_{PSW}/H = 1$



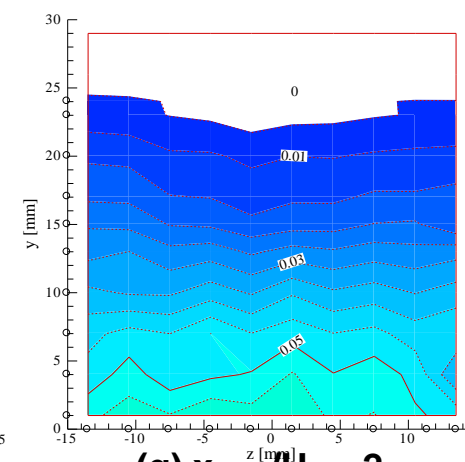
(d)  $x_{PSW}/H = 0$



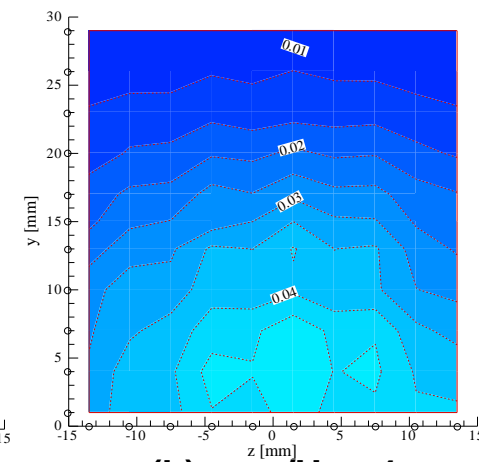
(e)  $x_{PSW}/H = -0.5$



(f)  $x_{PSW}/H = -1$



(g)  $x_{PSW}/H = -2$

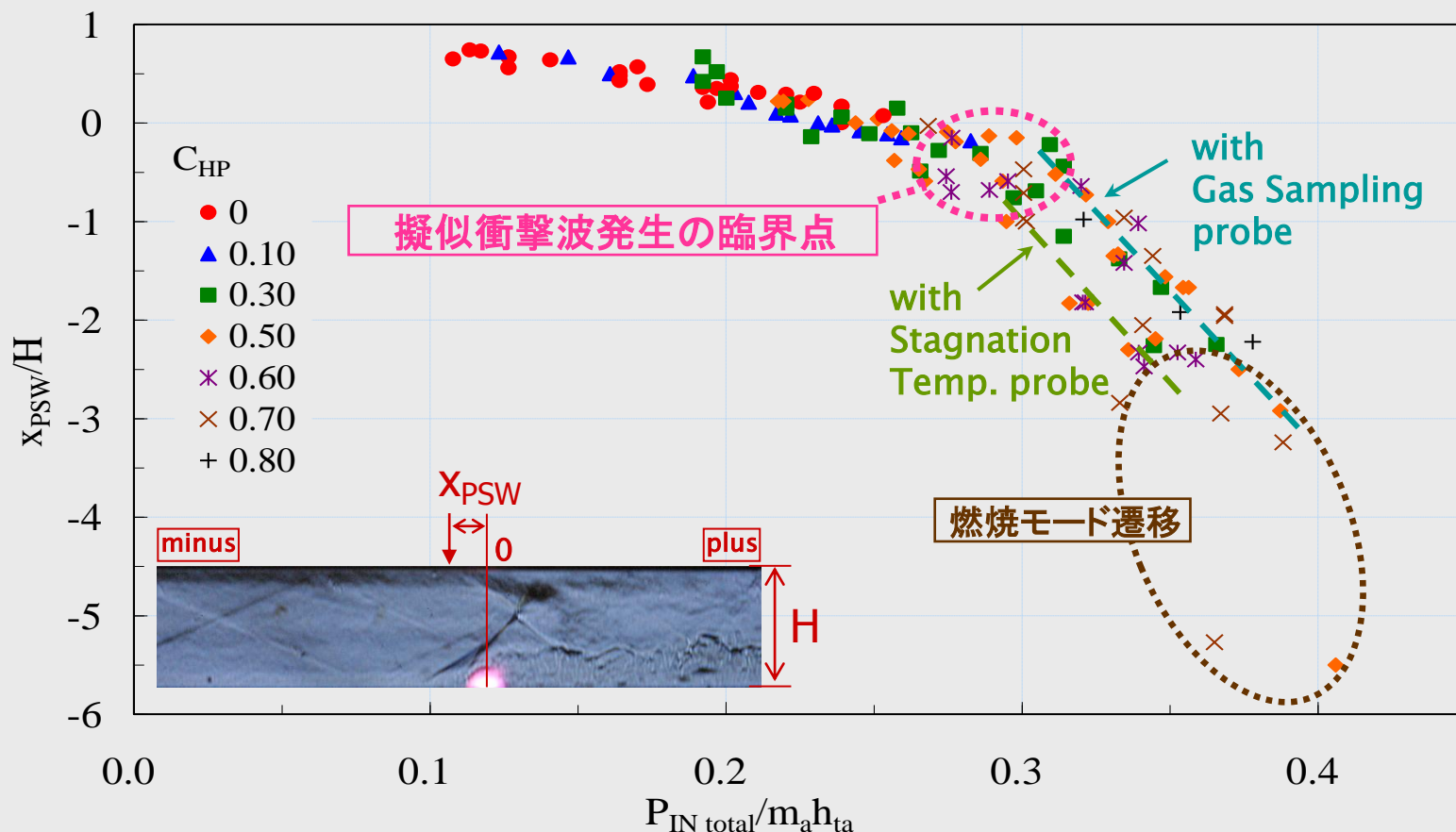


(h)  $x_{PSW}/H = -4$

擬似衝撃波による非等方的な強い混合促進

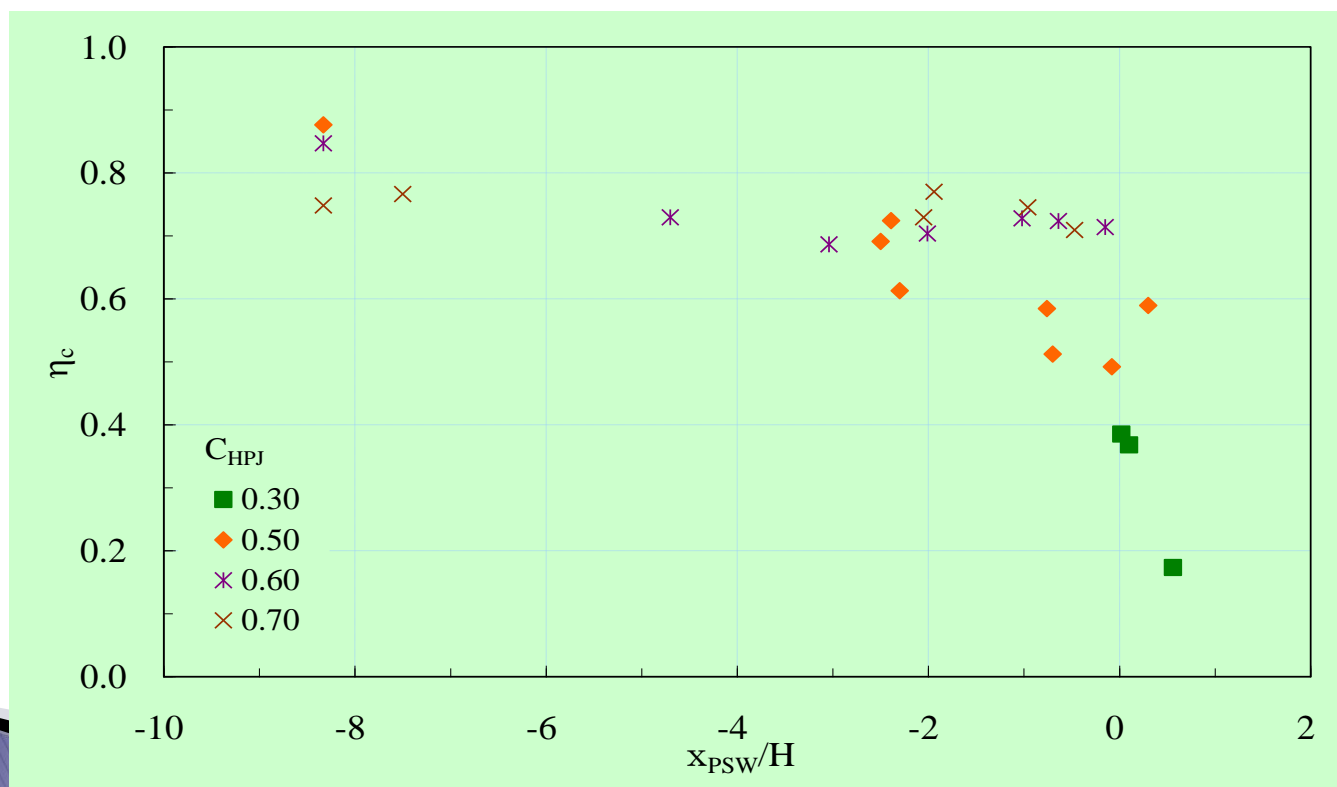
# 投入パワーによるPSW先頭位置の変化

$$P_{INtotal} = P_{INelectric} + P_{INchemical}$$



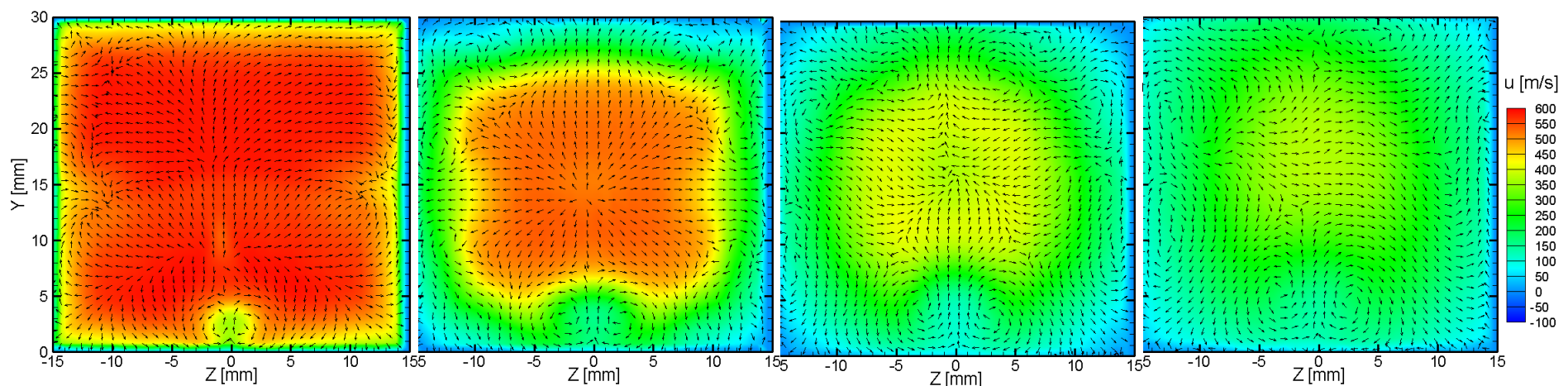
# 擬似衝撃波位置と燃焼効率 $\eta_c$

- ▶ 擬似衝撃波が十分形成されていない時は  $\eta_c \leq 0.6$
- ▶ 擬似衝撃波が形成された時は  $\eta_c \geq 0.7$



# ステレオPIVによる断面内速度計測

▶ 平均速度(上)と瞬時速度(下) (測定断面  $x/H = 0.5$ )

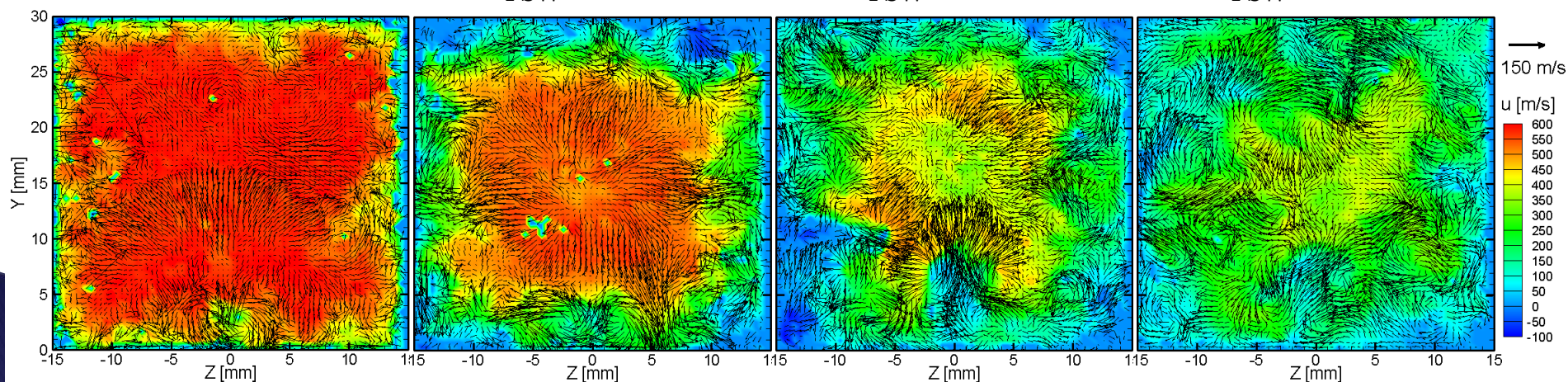


(a) No PSW

(b)  $x_{PSW}/H = -1.0$

(c)  $x_{PSW}/H = -2.5$

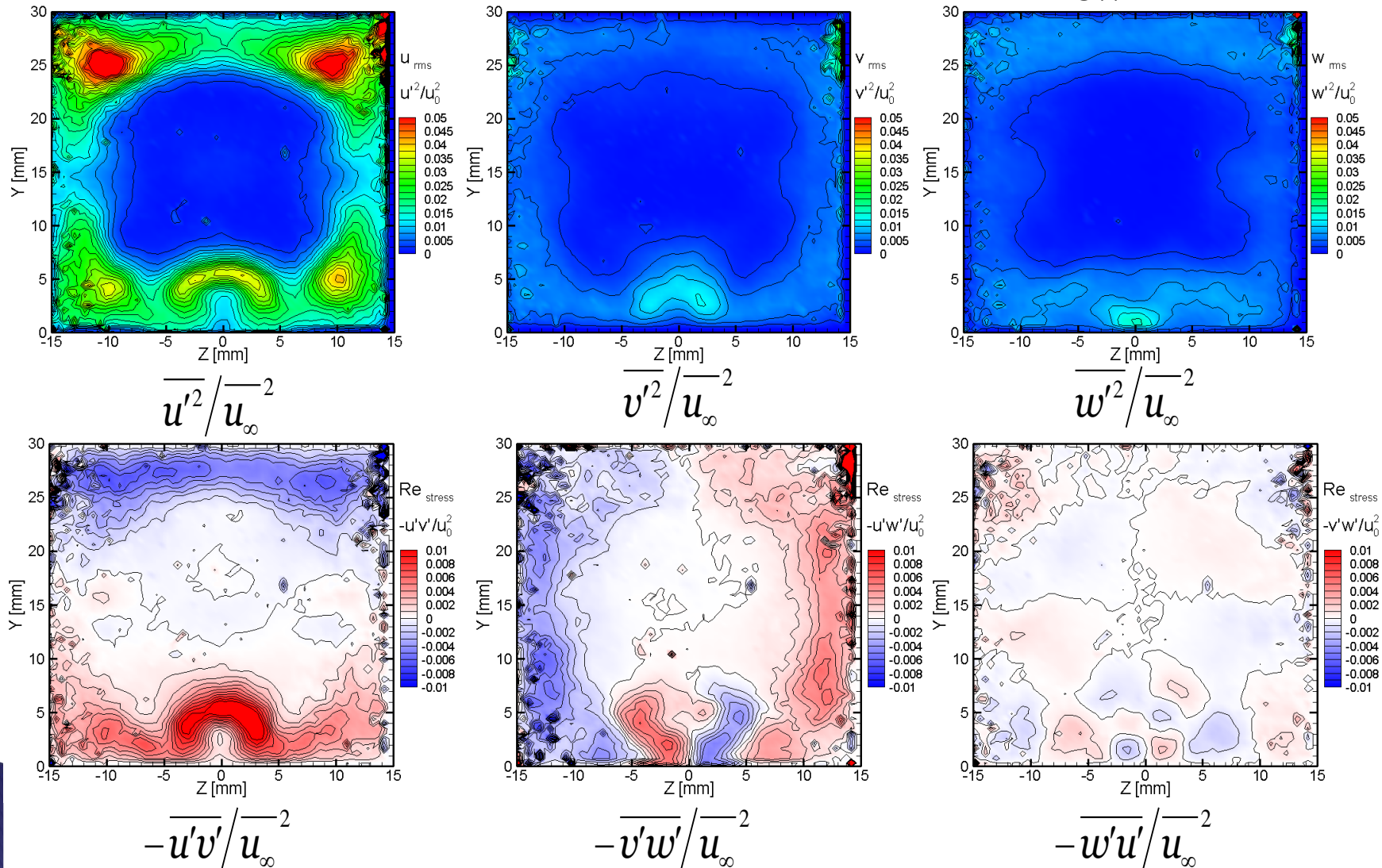
(d)  $x_{PSW}/H = -4.3$





▶ レイノルズ応力  $-\overline{u'_i u'_j} / \overline{u_\infty}^2$

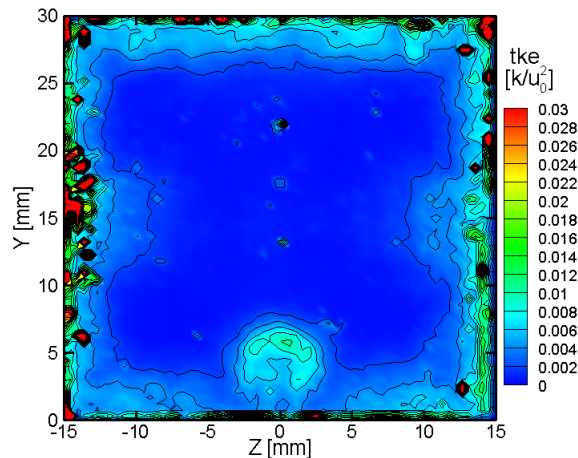
測定断面  $x/H = 0.5$ , 擬似衝撃波位置  $x_{PSW}/H = -1.0$



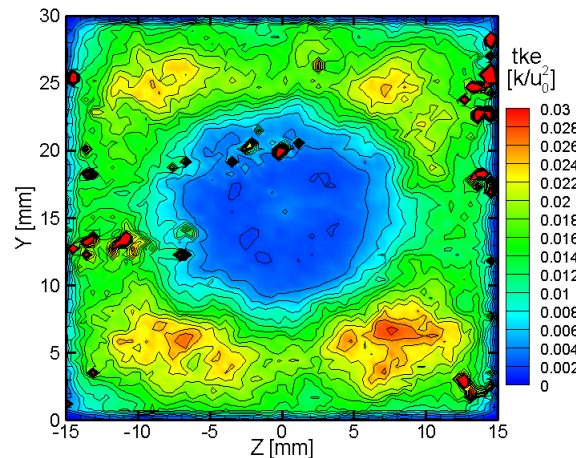


# ▶ 噴射と擬似衝撃波による乱れ運動エネルギーの生成

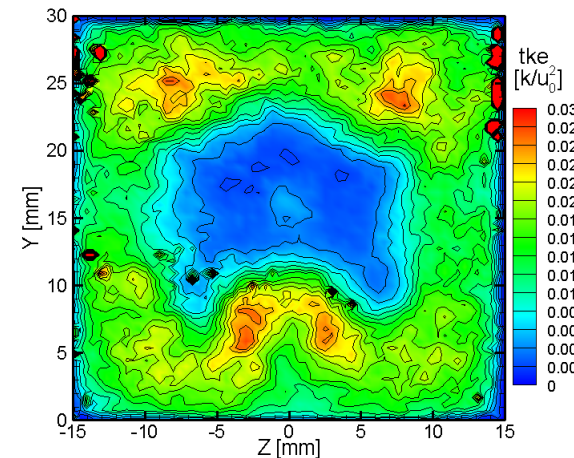
測定断面  $x/H = 1.16$ , 擬似衝撃波位置  $x_{DSW}/H = -1.0$



噴射あり  
擬似衝撃波なし



噴射なし  
擬似衝撃波あり



噴射あり  
擬似衝撃波あり

Choi et al., JPP 2012

## ▶ 擬似衝撃波による壁面周辺の乱れ増強が、噴射気体の非等方的混合促進に寄与

ご清聴ありがとうございました